DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES

Flughandbuch

DA 20-C1
KATANA

Lufttüchtigkeitsgruppe:	Einfachflugzeug
Angewandte Bauvorschrift:	JAR VLA inkl. Änderung VLA/92/1
Serien-Nummer:	_____
Registrierung:	_____
Ausgabedatum:	
Dokument Nr.:	DA202-C1-D

Dieses Handbuch ist stets an Bord mitzuführen! Umfang und Änderungsstand sind dem Verzeichnis der gültigen Seiten und den Aufzeichnungen der Änderungen zu entnehmen.

Die Angaben dieses Handbuches sind dem Transport Canada anerkannten DA 20-C1 Flight Manual, Doc. No. DA202-C1, entnommen.

Wesentliche Unterschiede betreffen die Lufttüchtigkeitsgruppe, die angewandte Bauvorschrift, die genehmigten Manöver, der Inhalt der Ausrüstungsliste und die Ergänzungen für diverse Avionikausrüstungen.

Datum der Anerkennung: 18. Feb. 02 Unterschrift, Stempel: _____

Dieses Flugzeug darf nur in Übereinstimmung mit den Anweisungen und festgelegten Betriebsgrenzen dieses Flughandbuches betrieben werden.

VORWORT

Wir beglückwünschen Sie zur Wahl der **DA 20-C1 KATANA.**

Zuverlässiger Umgang mit einem Flugzeug erhöht und garantiert Ihre Sicherheit und wird Ihnen viele Stunden der Freude bereiten. Nehmen Sie sich deshalb die Zeit, um sich mit Ihrer neuen KATANA vertraut zu machen.

Wir bitten Sie deshalb, das vorliegende Flughandbuch sorgfältig zu lesen und den darin enthaltenen Empfehlungen Ihre besondere Aufmerksamkeit zu schenken, damit Sie einen störungsfreien Flugbetrieb mit Ihrer KATANA haben können.

Alle Rechte vorbehalten. Die Vervielfältigung dieses Handbuches
oder eines Teiles davon in jeglicher Art und Weise ohne die
ausdrückliche schriftliche Einwilligung von
DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES
ist verboten.

Copyright © by DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES,
London, Ontario

INHALTSVERZEICHNIS

	Abschnitt
ALLGEMEINES	1
BETRIEBSGRENZEN	2
NOTVERFAHREN	3
NORMALE BETRIEBSVERFAHREN	4
FLUGLEISTUNGEN	5
MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSLISTE	6
BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME	7
HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG	8
ERGÄNZUNGEN	9

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN

Abschn.	Seite	Datum	Abschn.	Seite	Datum
0	0-1	18. Februar 2002	3	3-1	18. Februar 2002
	0-2	18. Februar 2002		3-2	18. Februar 2002
	0-3	18. Februar 2002		3-3	18. Februar 2002
	0-4	18. Februar 2002		3-4	18. Februar 2002
	0-5	18. Februar 2002		3-5	18. Februar 2002
	0-6	18. Februar 2002		3-6	18. Februar 2002
	0-7	18. Februar 2002		3-7	18. Februar 2002
	0-8	18. Februar 2002		3-8	18. Februar 2002
	0-9	18. Februar 2002		3-9	18. Februar 2002
	0-10	18. Februar 2002		3-10	18. Februar 2002
				3-11	18. Februar 2002
1	1-1	18. Februar 2002		3-12	18. Februar 2002
	1-2	18. Februar 2002		3-13	18. Februar 2002
	1-3	18. Februar 2002		3-14	18. Februar 2002
	1-4	18. Februar 2002		3-15	18. Februar 2002
	1-5	18. Februar 2002		3-16	18. Februar 2002
	1-6	18. Februar 2002		3-17	18. Februar 2002
	1-7	18. Februar 2002		3-18	18. Februar 2002
	1-8	18. Februar 2002			
	1-9	18. Februar 2002	4	4-1	18. Februar 2002
	1-10	18. Februar 2002		4-2	18. Februar 2002
	1-11	18. Februar 2002		4-3	18. Februar 2002
	1-12	18. Februar 2002		4-4	18. Februar 2002
	1-13	18. Februar 2002		4-5	18. Februar 2002
				4-6	18. Februar 2002
2	2-1	18. Februar 2002		4-7	18. Februar 2002
	2-2	18. Februar 2002		4-8	18. Februar 2002
	2-3	18. Februar 2002		4-9	18. Februar 2002
	2-4	18. Februar 2002		4-10	18. Februar 2002
	2-5	18. Februar 2002		4-11	18. Februar 2002
	2-6	18. Februar 2002		4-12	18. Februar 2002
	2-7	18. Februar 2002		4-13	18. Februar 2002
	2-8	18. Februar 2002		4-14	18. Februar 2002
	2-9	18. Februar 2002		4-15	18. Februar 2002
	2-10	18. Februar 2002		4-16	18. Februar 2002
	2-11	18. Februar 2002		4-17	18. Februar 2002
	2-12	18. Februar 2002		4-18	18. Februar 2002
	2-13	18. Februar 2002		4-19	18. Februar 2002
	2-14	18. Februar 2002			
	2-15	18. Februar 2002			
	2-16	18. Februar 2002			
	2-17	18. Februar 2002			

Abschn.	Seite	Datum	Abschn.	Seite	Datum
5	5-1	18. Februar 2002		7-13	18. Februar 2002
	5-2	18. Februar 2002		7-14	18. Februar 2002
	5-3	18. Februar 2002		7-15	18. Februar 2002
	5-4	18. Februar 2002		7-16	18. Februar 2002
	5-5	18. Februar 2002		7-17	18. Februar 2002
	5-6	18. Februar 2002		7-18	18. Februar 2002
	5-7	18. Februar 2002		7-19	18. Februar 2002
	5-8	18. Februar 2002		7-20	18. Februar 2002
	5-9	18. Februar 2002		7-21	18. Februar 2002
	5-10	18. Februar 2002		7-22	18. Februar 2002
	5-11	18. Februar 2002			
	5-12	18. Februar 2002	8	8-1	18. Februar 2002
	5-13	18. Februar 2002		8-2	18. Februar 2002
	5-14	18. Februar 2002		8-3	18. Februar 2002
	5-15	18. Februar 2002		8-4	18. Februar 2002
	5-16	18. Februar 2002		8-5	18. Februar 2002
	5-17	18. Februar 2002		8-6	18. Februar 2002
	5-18	18. Februar 2002		8-7	18. Februar 2002
	5-19	18. Februar 2002			
	5-20	18. Februar 2002	9	9-1	18. Februar 2002
				9-2	18. Februar 2002
6	6-1	18. Februar 2002		S1-1	18. Februar 2002
	6-2	18. Februar 2002		S1-2	18. Februar 2002
	6-3	18. Februar 2002		S1-3	18. Februar 2002
	6-4	18. Februar 2002		S1-4	18. Februar 2002
	6-5	18. Februar 2002		S1-5	18. Februar 2002
	6-6	18. Februar 2002		S1-6	18. Februar 2002
	6-7	18. Februar 2002		S1-7	18. Februar 2002
	6-8	18. Februar 2002		S1-8	18. Februar 2002
	6-9	18. Februar 2002		S1-9	18. Februar 2002
	6-10	18. Februar 2002			
	6-11	18. Februar 2002		S2-1	18. Februar 2002
	6-12	18. Februar 2002		S2-2	18. Februar 2002
	6-13	18. Februar 2002		S2-3	18. Februar 2002
	6-14	18. Februar 2002			
	6-15	18. Februar 2002		S3-1	18. Februar 2002
				S3-2	18. Februar 2002
				S3-3	18. Februar 2002
7	7-1	18. Februar 2002		S3-4	18. Februar 2002
	7-2	18. Februar 2002			
	7-3	18. Februar 2002		S4-1	18. Februar 2002
	7-4	18. Februar 2002			
	7-5	18. Februar 2002			
	7-6	18. Februar 2002			
	7-7	18. Februar 2002			
	7-8	18. Februar 2002			
	7-9	18. Februar 2002			
	7-10	18. Februar 2002			
	7-11	18. Februar 2002			
	7-12	18. Februar 2002			

Abschn.	Seite	Datum	Abschn.	Seite	Datum
9 Fortsetz.	S5-1	18. Februar 2002			
	S5-2	18. Februar 2002			
	S5-3	18. Februar 2002			
	S5-4	18. Februar 2002			
	S5-5	18. Februar 2002			
	S5-6	18. Februar 2002			
	S5-7	18. Februar 2002			
	S5-8	18. Februar 2002			
	S5-9	18. Februar 2002			
	S5-10	18. Februar 2002			
	S6-1	18. Februar 2002			
	S6-2	18. Februar 2002			
	S6-3	18. Februar 2002			
	S6-4	18. Februar 2002			
	S6-5	18. Februar 2002			
	S6-6	18. Februar 2002			
	S6-7	18. Februar 2002			
	S7-1	18. Februar 2002			
	S7-2	18. Februar 2002			
	S7-3	18. Februar 2002			
	S7-4	18. Februar 2002			
	S7-5	18. Februar 2002			
	S7-6	18. Februar 2002			
	S8-1	18. Februar 2002			
	S8-2	18. Februar 2002			
	S8-3	18. Februar 2002			
	S9-1	18. Februar 2002			
	S9-2	18. Februar 2002			
	S9-3	18. Februar 2002			
	S10-1	18. Februar 2002			
	S10-2	18. Februar 2002			
	S10-3	18. Februar 2002			
	S11-1	18. Februar 2002			
	S11-2	18. Februar 2002			
	S11-3	18. Februar 2002			
	S11-4	18. Februar 2002			
	S11-5	18. Februar 2002			

ÄNDERUNGSVERZEICHNIS

Alle Berichtigungen des vorliegenden Handbuches, ausgenommen aktualisierte Wägeberichte, müssen in der nachstehenden Tabelle erfaßt werden. Änderungen müssen vom LBA anerkannt werden.

Der neue oder geänderte Text wird auf der überarbeiteten Seite durch eine senkrechte schwarze Linie am linken Rand gekennzeichnet. Die laufende Nummer der Bereichtigung erscheint am linken unteren Rand der Seite.

Das Luftfahrzeug darf nur betrieben werden, wenn sich das Flughandbuch auf dem aktuellen Stand befindet.

Änd.-Nr.	Betroffene Seiten	Anerkennung	
		entspr. Ausg. des Transport Canada anerkannten Flughandbuches DA202-C1	Luftfahrtbundesamt Datum
1. Ausgabe	alle	Doc. No. DA202-C1 Revision 14	18. Februar 2002

[ABSICHTLICH FREIGELASSEN]

Nachführungsverzeichnis der Änderungen

Dieses Verzeichnis sollte in deisem Flughandbuch enthalten sein, um alle Nachführungen zu erfassen. Die betroffenen Seiten jeder Änderung und das Nachführungsverzeichnis der Änderungen müssen sofort nach Erhalt in dieses Flughandbuch eingearbeitet werden. Die durch die Nachlieferung hinfällig gewordenen Seiten sind aus dem Flughandbuch zu entfernen und zu vernichten. Das Nachführungsverzeichnis der Änderungen sollte handschriftlich auf dem laufenden gehalten werden.

Änderungs-Nr.:	Ausgabedatum:	Nachgeführt am:	Nachgeführt durch:
1. Ausgabe	18. Februar 2002	18. Februar 2002	**Diamond Aircraft**

BEZUGSSERVICE

Nachführungsservice für Veröffentlichungen von Diamond Aircraft

Um einen sicheren Betrieb und sichere Wartung der DA20-C1 KATANA zu gewährleisten empfehlen wir dem Betreiber zu überprüfen, dass die Dokumentation stets dem aktuellen Stand entspricht. Zum Abonnieren der Nachführungen wenden Sie sich bitte an folgende Firmen:

1. Handbücher und Veröffentlichungen die DA20-C1 KATANA betreffend

Nordamerika, Australien und Afrika:
Diamond Aircraft Industries Inc.
Customer Support
1560 Crumlin Sideroad
London, Ontario
Canada
N5V 1S2
Tel: + 1 519 457-4041
Fax: + 1 519 457-4060

Andere:
Diamond Aircraft Industries GmbH
Customer Support
N.A. Otto-Strasse 5
A-2700 Wiener Neustadt
Austria

Tel: + 43-(0) 2622-26700
Fax: + 43-(0) 2622-26780

2. Handbücher und Veröffentlichungen den Teledyne Continental Motors IO 240B betreffend

Nordamerika:
Teledyne Continental Motors
P.O. Box 90
Mobile, Alabama
36601
Tel: +1 334 438-3411

Andere:
Wenden Sie sich an Ihren autorisierten Teledyne Continental Motors Händler.

3. ABSICHTLICH FREIGELASSEN

4. Handbücher und Veröffentlichungen den Sensenich Propeller Model W69EK betreffend

North America
Sensenich Wood Propeller Company
2008 Wood Court
Plant City, Florida
USA
Tel: +1 813 752-3711
Fax: +1 813 752-2818

ABSCHNITT 1

ALLGEMEINES

1.1.	**EINFÜHRUNG**	**1 - 1**
1.2.	**ZULASSUNGSBASIS**	**1 - 2**
1.3.	**WARNUNGEN, WICHTIGE HINWEISE, ANMERKUNGEN**	**1 - 2**
1.4.	**DREISEITENANSICHT DES FLUGZEUGS**	**1 - 3**
1.5.	**ABMESSUNGEN**	**1 - 4**
1.6.	**MOTOR**	**1 - 5**
1.7.	**PROPELLER**	**1 - 5**
1.8.	**TREIBSTOFF**	**1 - 5**
1.9.	**SCHMIER- UND KÜHLMITTEL**	**1 - 6**
1.10.	**MASSE (GEWICHT)**	**1 - 8**
1.11.	**BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN**	**1 - 9**
1.12.	**UMRECHNUNGSFAKTOREN**	**1 - 13**

1.1. EINFÜHRUNG

Dieses Handbuch wurde erstellt, um Piloten und Ausbildern alle notwendigen Informationen für einen sicheren und leistungsoptimierten Betrieb des Flugzeugs zu geben.

Das Handbuch enthält alle Daten, die dem Piloten aufgrund der Vorschrift JAR-VLA inklusive des Anhangs VLS/92/1 zur Verfügung stehen müssen. Es enthält darüber hinaus jedoch eine Reihe weiterer Daten und Betriebshinweise, die aus Herstellersicht für den Piloten von Nutzen sein können.

Das Flughandbuch ist der Standardversion der DA 20-C1 KATANA angepaßt. Auf Kundenwunsch in das Flugzeug eingebaute Ausrüstungen (COM, NAV, etc.) sind nicht berücksichtigt.

Für den Betrieb von zusätzlichem Gerät muß das Betriebshandbuch des jeweiligen Lieferanten verwendet werden. Die zulässige Ausrüstung ist der Ausrüstungsliste (Abschnitt 6.5) zu entnehmen.

1.2. ZULASSUNGSBASIS

Die DA 20-C1 wurde in Übereinstimmung mit den JAR VLA, Änderungsstand VLA/92/1, vom Kanadischen Verkehrsministerium (Department of Transport Canada, DOT) zugelassen.
Die Musterzulassung Nr. A-191, ausgegeben am 29. Juli 1994 wurde überarbeitet um die DA 20-C1 einzubeziehen.
Für andere Länder siehe auch Datenblätter der jeweiligen nationalen Musterzulassung.

Lufttüchtigkeitsgruppe: EINFACHFLUGZEUG

Lärmzulässigkeitsbasis:
a) Lärmschutzforderungen für Luftfahrzeuge LSL Kapitel X vom 01.01.1991
b) FAA Part 36
c) ICAO Annex 16

1.3. WARNUNGEN, WICHTIGE HINWEISE, ANMERKUNGEN

Die folgenden Begriffe werden im Flughandbuch verwendet und sind wie folgt definiert:

WARNUNG

bedeutet, dass die Nichteinhaltung einer entspechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer unmittelbaren oder erheblichen Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt

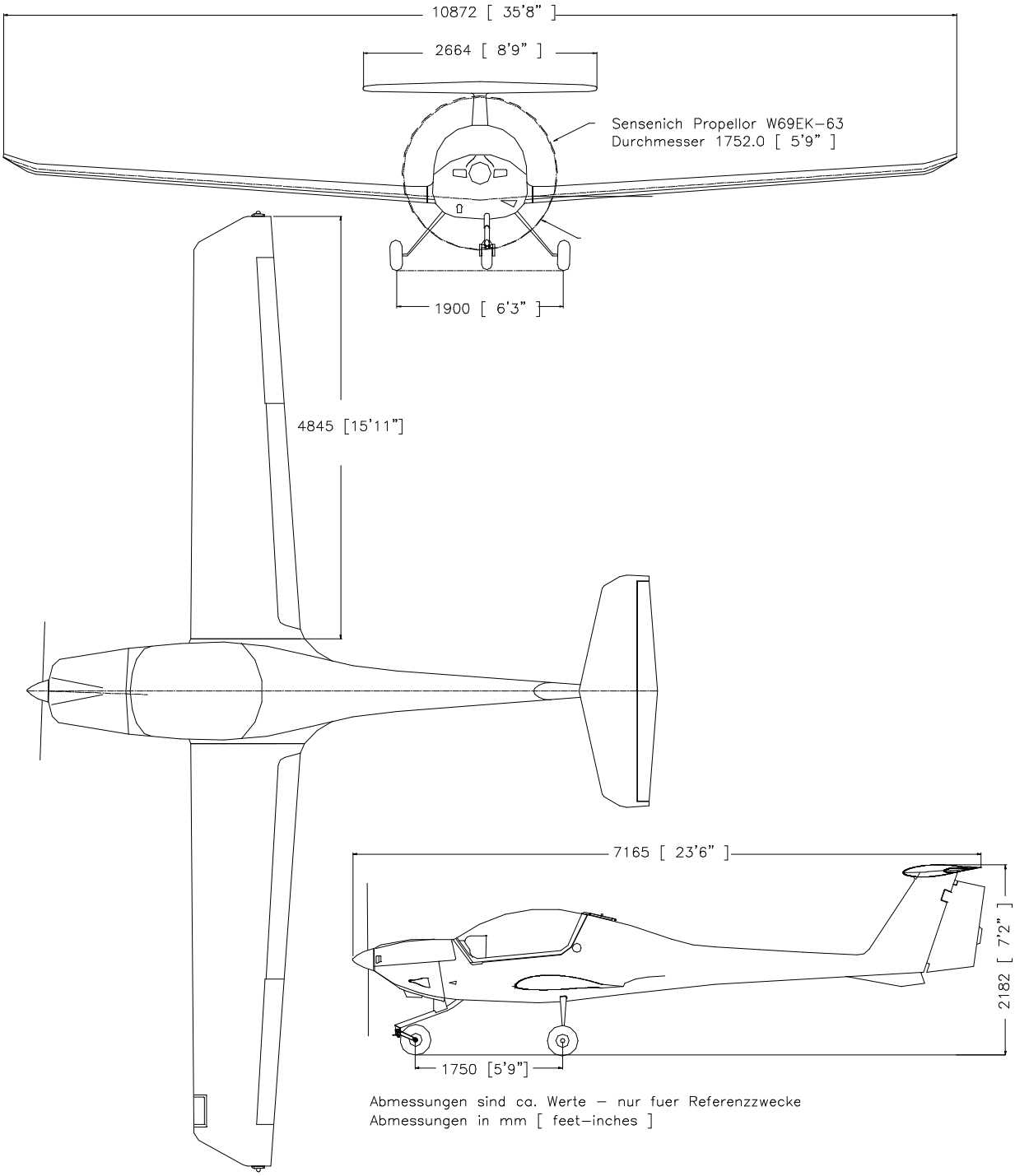
WICHTIGER HINWEIS

bedeutet, dass die Nichteinhaltung einer entsprechend gekennzeichneten Verfahrensvorschrift zu einer geringfügigen oder einer mehr oder weniger langfristig eintretenden Beeinträchtigung der Flugsicherheit führt.

ANMERKUNG

soll die Aufmerksamkeit auf Sachverhalte lenken, die nicht unmittelbar mit der Sicherheit zusammenhängen, die aber wichtig oder ungewöhnlich sind.

1.4. DREISEITENANSICHT DES FLUGZEUGS


10872 [35'8"]
2664 [8'9"]
Sensenich Propellor W69EK-63
Durchmesser 1752.0 [5'9"]
1900 [6'3"]
4845 [15'11"]
7165 [23'6"]
2182 [7'2"]
1750 [5'9"]
Abmessungen sind ca. Werte - nur fuer Referenzzwecke
Abmessungen in mm [feet-inches]

1.5. ABMESSUNGEN

1.5.1 Gesamtabmessungen

Spannweite:	35ft 8 in (10.872 m)
Länge:	23 ft 6.0 in (7.17 m)
Höhe:	7 ft 2.0 in (2.182m)

1.5.2 Flügel

Profil:	Wortmann FX 63-137/20 HOAC
Flügelfläche:	125 sq.ft. (11.6 m^2)
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC):	3 ft 6.9 in (1.09 m)
Flügelstreckung:	10.0
V-Stellung:	+4° nominal
Pfeilung Nase:	+1° nominal

1.5.3 Höhenleitwerk

Einstellwinkel:	-4° ±0.5°
Spannweite:	8 ft 9 in (2.664 m)

1.5.4 Fahrwerk

Spurbreite:		6 ft 2.8 in (1.90 m)
Radstand:		5 ft 8.9 in (1.75 m)
Reifengröße:	Bugrad:	5.00-4, 6 ply
	Hauptrad*:	5.00-5, 6 ply
Reifendruck:	Bugrad:	26 psi (1.8 bar)
	Hauptrad:	33 psi (2.3 bar)

* Die Haupträder müssen der gleichen Marke, Modell und Größe entsprechen.

1.6. MOTOR

Continental IO-240-B, nicht aufgeladener, luftgekühlter Vierzylinder-Viertakt-Einspritzboxermotor. Propellerantrieb direkt durch die Kurbelwelle.

Hubraum:	239.8 cu.in. (3.9 Liter)
Leistung:	125 hp (93.2 kW)
bei	2800 RPM

1.7. PROPELLER

Zweiblattpropeller, Fa. Sensenich	Model W69EK-63 or Model W69EK7-63
Durchmesser:	5 ft 9 in (1.752 m)

1.8. TREIBSTOFF

Zugelassene Kraftstoffsorte:	AVGAS 100 oder 100LL
Gesamtkraftstoffmenge:	24.5 US gal. (93 Liter)
Ausfliegbare Menge:	24.0 US gal. (91 Liter)
NICHT ausfliegbare Menge:	0.5 US gal. (2 Liter)

1.9. SCHMIER- UND KÜHLMITTEL

1.9.1. Schmierstoffe

Es sind nur Schmierstoffe zu verwenden, die der TCM (Teledyne Continental Motors) Spezifikation MHS24 entsprechen. In Tabelle 1 sind zugelassene Marken aufgeführt

HERSTELLER	BEZEICHNUNG (soweit vorhanden)	TYP (soweit vorhanden)
BP Oil Corporation	BP Aero Oil	-
Castrol Limited (Australia)	Castrolaero AD Oil	-
Cheveron U.S.A. Inc.	Cheveron Aero Oil	-
Continental Oil	Conco Aero S	-
Delta Petroleum Company	Delta Avoil Oil	-
Exxon Company, U.S.A.	Exxon Aviation Oil EE	-
Gulf Oil Company	Gulfpride Aviation AD	-
Mobil Oil Company	Mobil Aero Oil	-
NYCO S.A.	TURBONYCOIL 3570	-
Pennzoil Company	Pennzoil Aircraft Engine Oil	-
Phillips Petroleum Company	Phillips 66 Aviation Oil	Type A
Phillips Petroleum Company	*X/C Aviation Multiviscosity Oil	SAE 20W50, SAE 20W60
Quaker State Oil & Refining Co.	Quaker State AD Aviation Engine OIL	-
Red Ram Limited (Canada)	Red Ram X/C Aviation Oil	20W50
Shell Australia	Aeroshell (R) W	-
Shell Canada Limited	Aeroshell Oil W,	15W50
	Anti-Wear Formulation Aeroshell Oil	15W50
Shell Oil Company	-	-
Sinclair Oil Company	-	-
Texaco Inc.	-	-
Total France	-	-
Union Oil Company of California	-	-

Tabelle 1

Die Viskosität ist den klimatischen Bedingungen entsprechend Tabelle 2 anzupassen.

Nur Schmierstoffe nach der TCM Spezifikation MHS 24 verwenden.

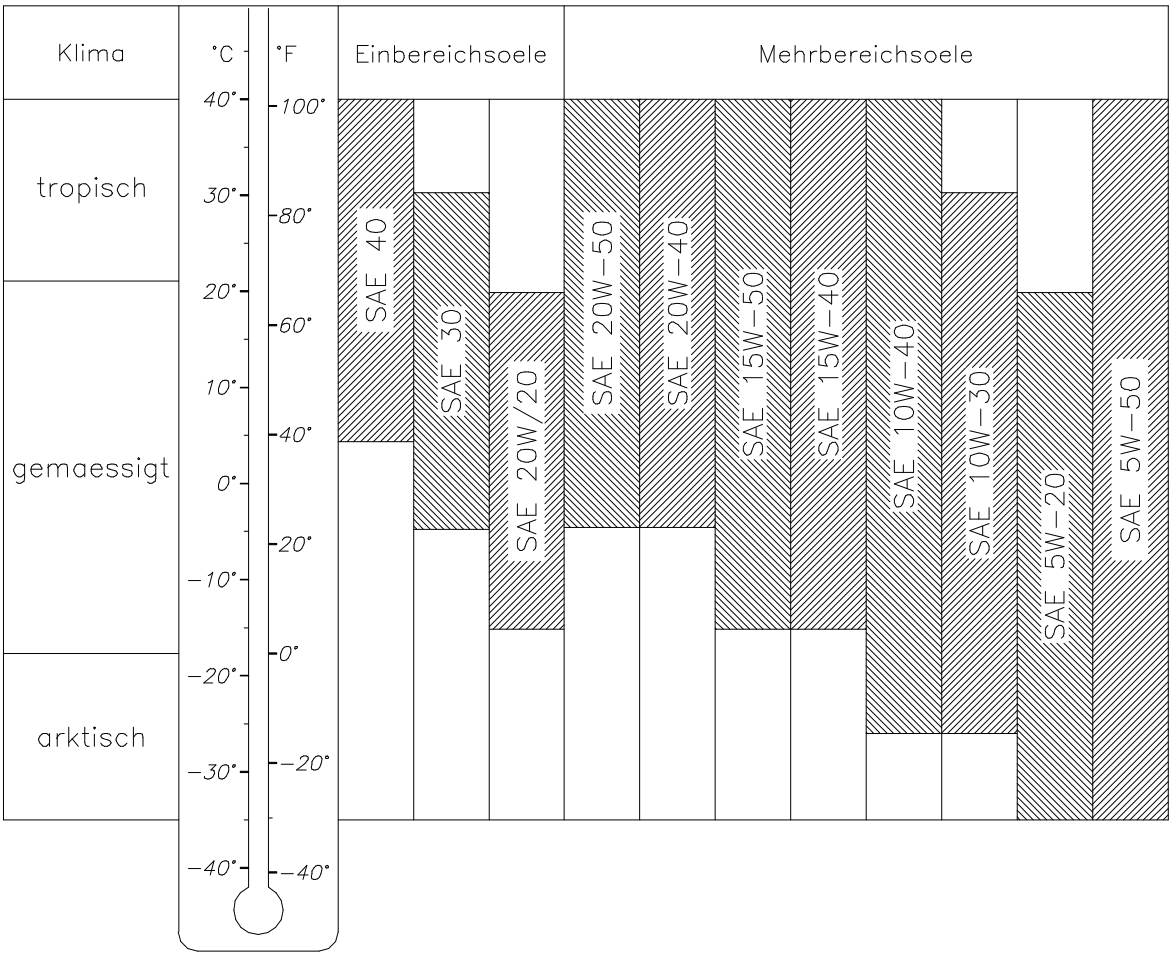


Tabelle 2

Ölmenge:	Maximum:	6,0 US qt (5,68 Liter)
	Minimum:	4,0 US qt (3,78 Liter)

1.10. MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Startmasse:	1653 lbs (750 kg)
Höchstzulässige Landemasse:	1653 lbs (750 kg)
Leermasse:	Siehe Abschnitt 6
Höchstmasse im Gepäckfach:	44 lbs (20 kg)
	nur in Verbindung mit einem Gepäcknetz

Flächenbelastung

Bei höchstzulässiger Startmasse:	13.21 lbs/sq.ft. (64.52 kg/m$^{2)}$
Leistungsbelastung bei höchstzul. Startmasse:	13.22 lbs/hp (8.04 kg/kW)

1.11. BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

1.11.1. Geschwindigkeiten

AGL: Höhe über Grund (Above Ground Level).

CAS: Berichtigte Geschwindigkeit (Calibrated airspeed); angezeigte Geschwindigkeit berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. CAS entspricht TAS bei Standard-Atmosphärenbedingungen in NN.

KCAS: CAS, angezeigt in Knoten.

IAS: Angezeigte Geschwindigkeit (Indicated airspeed), die am Fahrtmesser angezeigt wird.

KIAS: IAS, angezeigt in Knoten.

GS: Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed). Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zum Boden.

TAS: Wahre Fluggeschwindigkeit (True airspeed). Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der Luft. TAS ist CAS berichtigt um den Höhen- und Temperaturfehler.

V_A: Manövergeschwindigkeit (Maneuvering speed). Maximale Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug bei vollen Ruderausschlägen nicht überlastet wird.

V_{FE}: Höchstzulässige Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen (Flaps Extended).

V_{NE}: Höchstzulässige Geschwindigkeit (Never Exceed), sie darf nicht überschritten werden.

V_{NO}: Höchstzulässige Reisegeschwindigkeit (Max. Structural Cruising Speed), sie darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit Vorsicht überschritten werden.

V_S: Überziehgeschwindigkeit (Stall) ohne Leistung in Standardkonfiguration.

V_{SO}: Überziehgeschwindigkeit (Stall) ohne Leistung in Landekonfiguration.

V_X: Geschwindigkeit des größten Steigwinkels (Best Angle-of-Climb Speed).

V_Y: Geschwindigkeit des besten Steigens (Best Rate-of-Climb Speed).

1.11.2. Meteorologische Bezeichnungen

ISA: Internationale Standardatmosphäre, bei der Luft als trockenes, ideales Gas angesehen wird. Die Temperatur in Meereshöhe beträgt 15° Celsius (59° F), der Luftdruck in Meereshöhe beträgt 1013.25 hPa (29.92 inHg), der Temperaturgradient bis zu der Höhe, in der -56.5° C (-67.9° F) erreicht sind, ist -0.0065° C/m (-0.0036° F/ft) und darüber 0° C/m (0° F/ft).

OAT: Außenlufttemperatur (Outside Air Temperature).

AGL: Höhe über Grund (Above Ground Level).

Angezeigte Druckhöhe:

Höhenmesseranzeige bei einer Einstellung der Druckskala auf 1013.25 hPa (29.92 inHg).

Druckhöhe:

Höhe, gemessen vom Staudruck in MSL (1013.25 hPa / 29.92 inHg) mit einem barometrischen Höhenmesser. Druckhöhe ist angezeigte Höhe, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. In diesem Handbuch werden Höhenmesser-Instrumentenfehler als Null betrachtet.

Flugplatzdruck:

Aktueller Atmosphärendruck in Flugplatzhöhe

Wind: Die Windgeschwindigkeiten, die in den Diagrammen dieses Handbuches vorkommen, sind als Gegen- oder Rückenwindkomponenten des gemessenen Windes zu verstehen.

1.11.3. Triebwerk

Startleistung:

Höchstzulässige Motorleistung für den Start.

Maximale Dauerleistung

Höchste, während des Fluges ununterbrochen zulässige Motorleistung.

1.11.4. Flugleistung und Flugplanung

Demonstrierte Seitenwindgeschwindigkeit:

Maximale Geschwindigkeit der Seitenwindkomponente, für die ausreichende Steuerbarkeit des Flugzeuges bei Start und Landung im Rahmen der Musterzulassung nachgewiesen wurde.

Dienstgipfelhöhe:

Die Höhe, bei der die maximale Steigrate 0.5 m/s (100 ft/min.) beträgt.

1.11.5. Masse und Schwerpunktlage

Bezugsebene (BE):

Eine angenommene vertikale Ebene, von der aus alle horizontalen Entfernungen für Schwerpunktberechnungen gemessen werden. Es ist die Ebene durch die Vorderkante der Tragfläche am Rumpf, rechtwinklig zur Rumpflängsachse.

Station:

Ein definierter Punkt auf der Rumpflängsachse, der üblicherweise als Abstand von der Bezugsebene angegeben wird.

Hebelarm:

Horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt (eines Teiles).

Moment:

Das Produkt aus der Masse eines Teiles und dessen Hebelarm.

Schwerpunkt (SP):

Der Punkt, an dem sich das Flugzeug in einem Gleichgewichtszustand befindet.

Schwerpunktlage:

Entfernung zwischen Schwerpunkt und Bezugsebene. Den Hebelarm erhält man, wenn man das Gesamtmoment (Summe der Einzelmomente) durch die Gesamtmasse dividiert.

Schwerpunktgrenzen:

Der Schwerpunktbereich, in dem ein Flugzeug bei gegebener Masse betrieben werden darf.

Ausfliegbarer Treibstoff:

Die Kraftstoffmenge, die für die Flugplanung zur Verfügung steht.

Nicht ausfliegbarer Treibstoff:

Jene im Tank verbleibende Kraftstoffmenge, die zur sicheren Durchführung des Fluges nicht verwendet werden darf.

Leermasse:

Masse des Flugzeuges, einschließlich nicht ausfliegbarem Kraftstoff, allen Betriebsstoffen und maximaler Ölmenge

Zuladung:

Differenz zwischen der Startmasse und der Leermasse.

Maximale Startmasse:

Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts.

1.11.6. Ausrüstung

ACL: Zusammenstoßwarnlicht (Anti Collision Light)

1.11.7. Verschiedenes

GFK – Glasfaserverstärkter Kunststoff

CFK – Kohlefaserverstärkter Kunststoff

1.12. UMRECHNUNGSFAKTOREN

1.12.1. Längen bzw. Höhen

1 [ft.] = 0.3048 [m]

1 [in.] = 25.4 [mm]

1.12.2. Geschwindigkeit

1 [kts] = 1.852 [km/h]

1 [mph] = 1.609 [km/h]

1.12.3. Druck

1 [hPa] = 100 [N/m^2] = 1 [mbar]

1 [in. Hg] = 33.865 [hPa]

1 [psi] = 68.97 [mbar]

1.12.4 Masse

1 [lbs] = 0.454 [kg]

1.12.5 Volumen

1 [US gallon] = 3.785 [Liter]

1 [Imperial gallon] = 4.546 [Liter]

Umrechnungstabelle Liter / US Gallonen

Liter	US Gallonen	US Gallonen	Liter
5	1.3	1	3.8
10	2.6	2	7.6
15	4.0	4	15.1
20	5.3	6	22.7
25	6.6	8	30.3
30	7.9	10	37.9
35	9.2	12	45.4
40	10.6	14	53.0
45	11.9	16	60.6
50	13.2	18	68.1
60	15.9	20	75.7
70	18.5	22	83.3
80	21.1	24	90.9
90	23.8	26	98.4
100	26.4	28	106.0

ABSCHNITT 2

BETRIEBSGRENZEN

2.1	**EINFÜHRUNG**	**2–1**
2.2	**FLUGGESCHWINDIGKEITSGRENZWERTE**	**2–2**
2.3	**FAHRTMESSERMARKIERUNGEN**	**2–2**
2.4	**TRIEBWERKSGRENZWERTE**	**2–3**
2.5	**MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE**	**2–5**
2.6	**SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN**	**2–5**
2.7	**MASSE (GEWICHT)**	**2–6**
2.8	**SCHWERPUNKT**	**2–6**
2.9	**ZUGELASSENE MANÖVER**	**2–7**
2.10	**MANÖVERLASTVIELFACHE**	**2–7**
2.11	**MAXIMALE PASSAGIERANZAHL**	**2–8**
2.12	**FLUGZEUGBESATZUNG**	**2–8**
2.13	**BETRIEBSARTEN**	**2–8**
2.14	**KRAFTSTOFF**	**2–9**
2.15	**HINWEISSCHILDER**	**2–9**
2.16	**DEMONSTRIERTE SEITENWINDKOMPONENTE**	**2–17**
2.17	**TEMPERATURGRENZEN**	**2–17**

2.1 EINFÜHRUNG

Abschnitt 2 des Flughandbuches beinhaltet die Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen, Fahrtmessermarkierungen und Hinweisschilder, die für den sicheren Betrieb des Flugzeuges, seines Motors, der Standardsysteme und der Standardausrüstung erforderlich sind.

Die Betriebsgrenzen in diesem Abschnitt und im Abschnitt 9 wurden vom Department of Transport (DOT) Canada überprüft und müssen eingehalten werden.

WARNUNG

Diese Betriebsgrenzen sind während des Betriebes einzuhalten.

2.2 FLUGGESCHWINDIGKEITSGRENZWERTE

Geschwindigkeit	KIAS	Bemerkung
v_A Manöver-geschwindigkeit	106	Über dieser Geschwindigkeit sind keine vollen oder abrupten Ruderausschläge zulässig, da unter bestimmten Bedingungen das Flugzeug dadurch überlastet werden kann.
v_{FE} zul. Höchstgeschwin-digkeit mit ausgefahrenen Landeklappen	78	Diese Geschwindigkeit darf mit ausgefahrenen Landeklappen nicht überschritten werden.
v_{NO} zul. Höchstgeschwin-digkeit im Reiseflug	118	Diese Geschwindigkeit darf nur in ruhiger Luft und dann nur mit äußerster Vorsicht überschritten werden.
v_{NE} zul. Höchstgeschwin-digkeit	164	Diese Geschwindigkeit darf in keiner Betriebsart überschritten werden.

2.3 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN

Markierung	KIAS	Bedeutung
Weißer Bogen	34-78	Betriebsbereich für ausgefahrene Landeklappen.
Grüner Bogen	42-118	Normaler Betriebsbereich.
Gelber Bogen	118-164	Manöver müssen mit Vorsicht ausgeführt werden und nur bei ruhiger Luft.
Rote Linie	164	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsarten

2.4 TRIEBWERKSGRENZWERTE

2.4.1 Motor

(a) Hersteller: Teledyne Continental Motors

(b) Motorbezeichnung: IO-240-B

(c) Motorbetriebsgrenzen

Max. Startleistung (5 min.):	125 BHP / 93.2 kW
Max. zul. Startdrehzahl:	2800 RPM
Max. Dauerleistung:	125 BHP / 93.2 kW
Max. zul. Dauerdrehzahl:	2800 RPM

(d) Öldruck

Minimum:	10 psi (1.5 bar)
Maximum:	100 psi (6.9 bar) Außentemperatur unter 32ºF (0ºC), Öldruck bei Vollgas maximal 70 psi
Normaler Betriebsbereich:	30 psi (2.1 bar) to 60 psi (4.1 bar)

(e) Absichtlich freigelassen

(f) Öltemperatur

Minimum:	75°F (24°C) Vollgas, normaler Öldruck: min 100ºF (38ºC)
Maximum:	240ºF (115°C)

(g) Zylinderkopftemperatur

Minimum:	240°F (115°C) Start und Sinkflug
Maximum:	460°F (238°C)

(h) Kraftstoffspezifikation

Zugelassene Kraftstoffarten:	AVGAS 100 oder 100LL

(i) Ölsorten: Siehe TCM IO-240-B Einbau- und Betriebshandbuch (Formular X30620) oder TCM Spezifikation MHS-24. Siehe Abschn. 1, Kapitel 1.9.1 Schmierstoffe, Tabelle 1.

2.4.2 Propeller

SENSENICH

(a) Hersteller: Sensenich Propeller, Plant City/Florida

(b) Bezeichnung: Fixed Pitch W69EK-63, W69EK7-63 oder W69EK7-63G

(c) Durchmesser: 69.0 inch (1752mm)

(d) Steigung (bei 3/4 des Radius): 62.8 inch (1595mm)

2.5 MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

Die folgende Tabelle gibt die Markierungen der Triebwerksinstrumente und die Bedeutung der Farben an:

Instrument	Rote Linie = Untere Grenze	Grüner Bogen = Normaler Betreibsbereich	Gelber Bogen = Warnbereich	Rote Linie = Obere Grenze
Drehzahlmesser	-	700 – 2800 RPM	-	2801 RPM
Öltemperatur-anzeige	75º F	170 – 220º F	75-170º F 220 –240º F	240º F
Zylinderkopf-temperaturanzeige	-	360-420º F	240-360º F 420-460º F	460º F
Öldruckanzeige	10 psi	30-60 psi	10-30 psi 60-100 psi	100 psi
Kraftstoffdruck-anzeige	3.5 psi	-	-	16.5 psi

Triebwerksinstrumentenmarkierungen für Instrumente mit einem Baujahr nach Juli 1999.

Öltemperatur-anzeige	75º F	170 – 220º F	-	240° F
Zylinderkopf-temperaturanzeige	-	300-420º F	420-460º F	460° F
Öldruckanzeige	10 psi	30-60 psi	-	100 psi

2.6 SONSTIGE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN

Instrument	Rote Linie = Untere Grenze	Grüner Bogen = Normaler Betriebsbereich	Gelber Bogen = Warnbereich	Rote Linie = Obere Grenze
Voltmeter	11 Volt	12.5 – 16 Volt	11 - 12.5 Volt	16.1 Volt

2.7 MASSE (GEWICHT)

Höchstzulässige Masse:	1653 lbs (750 kg)
Höchstzuladung im Gepäckfach:	44 lbs (20 kg) (nur in Verbinung mit Gepäcknetz zulässig)

WARNUNG

Ein Überschreiten der Gewichtsbeschränkungen kann zur Überlastung des Flugzeuges sowie zur Verschlechterung von Flugeigenschaften und Flugleistungen führen.

2.8 SCHWERPUNKT

Die Bezugsebene (BE) für die Schwerpunktberechnung liegt in der Flügelvorderkante im Bereich der Wurzelrippe. Bei horizontaler Rumpfröhre liegt diese Ebene senkrecht. Verfahren zur horizontalen Ausrichtung sowie Angaben über die Leermassenschwerpunktlage finden sich im Abschnitt 6.

Vorderste Schwerpunktlage (alle Gewichte):	7.96 in (202 mm) hinter BE.
Hinterste Schwerpunktlage (alle Gewichte):	12.49 in (317 mm) hinter BE.

WARNUNG

Ein Überschreiten der Schwerpunktgrenzen vermindert die Steuerbarkeit und Stabilität des Flugzeuges

Das Verfahren zur Ermittlung der Schwerpunktlage wird in Abschnitt 6 angegeben.

2.9 ZUGELASSENE MANÖVER

Das Flugzeug ist nach JAR-VLA in der Kategorie EINFACHFLUGZEUG zugelassen.
Zugelassene Manöver in dieser Kategorie:

a) Alle normalen Flugmanöver
b) Überziehen (außer dynamisches Überziehen)
c) Lazy Eight's — Eintrittsgeschwindigkeit: 116 KIAS
   Chandelles — Eintrittsgeschwindigkeit: 116 KIAS
   Steilkurven — mit einer Schräglage von nicht mehr als 60°

ANMERKUNG

Kunstflug Manöver sind verboten.

2.10 MANÖVERLASTVIELFACHE

Tabelle der maximal zulässigen Lastvielfachen:

	bei v_A:	**bei v_{NE}:**	**Klappen in Start- oder Landestellung**
Positiv	+ 4.4	+ 4.4	+ 2.0
Negativ	- 2.2	- 2.2	0

WARNUNG

Ein Überschreiten der maximal zulässigen Lastvielfachen führt zu einer Überbelastung des Flugzeuges.

Gleichzeitige Vollausschläge von mehr als einem Steuerorgan können auch bei Geschwindigkeiten unterhalb der Manövergeschwindigkeit zu einer Überlastung der Struktur führen.

2.11 MAXIMALE PASSAGIERANZAHL

Maximale Anzahl der Passagiere: ein Passagier.

2.12 FLUGZEUGBESATZUNG

Mindestflugbesatzung: ein Pilot.

2.13 BETRIEBSARTEN

Zugelassen sind nur Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag.

Mindestausrüstung, Flug- und Navigationsinstrumente:

- Fahrtmesser
- Höhenmesser
- Magnetkompass

Mindestausrüstung, Triebwerksinstrumente

- Kraftstoffanzeige
- Kraftstoffdruckanzeige
- Öldruckanzeige
- Öltemperaturanzeige
- Abgastemperaturanzeige
- Zylinderkopftemperaturanzeige
- Drehzahlmesser
- Voltmeter
- Ampèremeter
- Generatorwarnleuchte

ANMERKUNG

Zusätzliche Ausrüstung kann notwendig sein, um speziellen Betriebsanforderungen oder nationalen Vorschriften zu genügen. Es liegt in der Verantwortung des Betreibers, die Einhaltung solcher Vorschriften zu beachten.

2.14 KRAFTSTOFF

Tankinhalt

Gesamtkraftstoffmenge:	24.5 US gal.	(93.0 liter)
Ausfliegbare Menge:	24.0 US gal.	(91.0 liter)
NICHT ausfliegbare Menge:	0.5 US gal.	(2.0 liter)

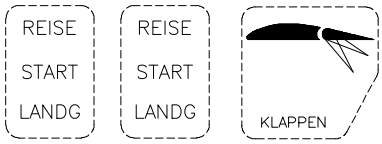
2.15 HINWEISSCHILDER

Es müssen folgende Hinweisschilder angebracht sein:

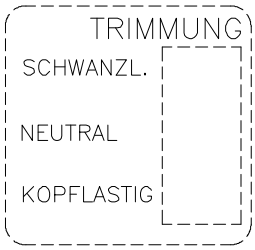
1. Am Instrumentenbrett über dem Drehzahlmesser

Dieses Flugzeug ist eingestuft als
Einfachflugzeug und nur fuer VFR-Fluege am
Tag ausserhalb von Vereisungsbedingungen zugelassen. Alle
Kunstflugmanoever, auch beabsichtigtes Trudeln, sind verboten.
Weitere Betriebsgrenzen sind im Flughandbuch enthalten.

2. Am Landeklappenschalter

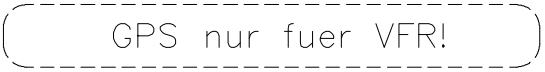


3. Am oberen Instrumentenbrett in der Nähe der Trimmanzeige



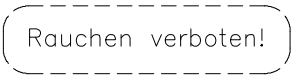
4. Am Instrumentenbrett unter dem Fahrtmesser

5. Am Instrumentenbrett unter dem Drehzahlmesser



6. An der Kraftstoffanzeige

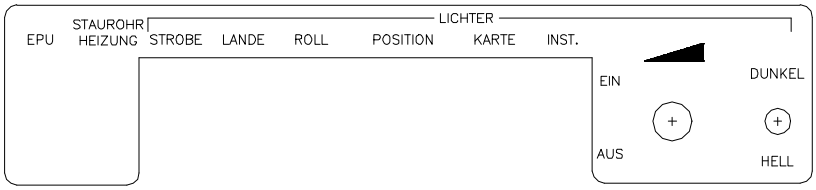
7. Am Instrumentenbrett, direkt im Sichtfeld des Piloten



8. Am Instrumentenbrett auf der linken Seite unter den Schaltern oder an der Vorderseite des Pilotensitzes

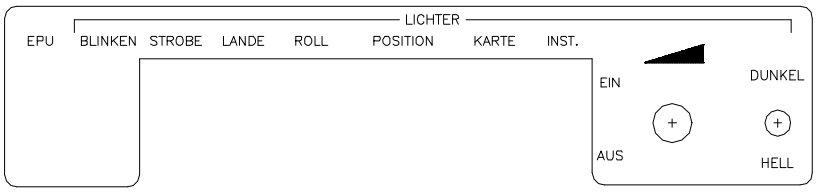
9. Auf der linken unteren Seite des Instrumentenbrettes, über den Schaltern

a.)



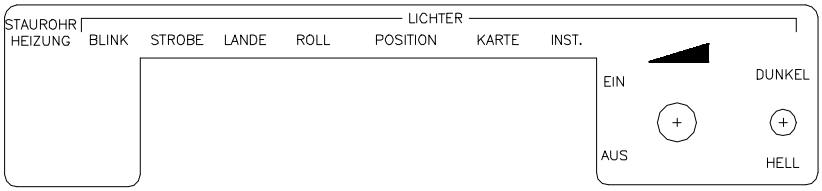
oder

b.)



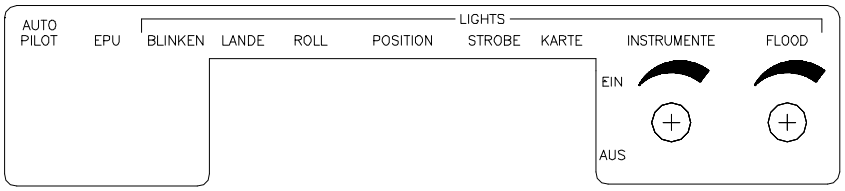
oder

c.)

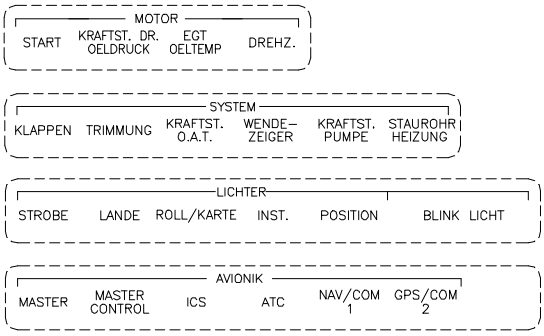


oder

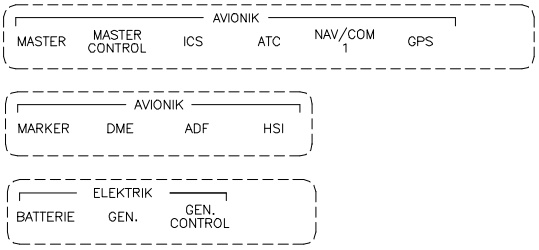
d.)



10. Am Instrumentenbrett über den einzelnen Sicherungen

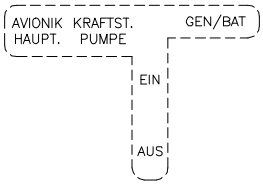


(optional)

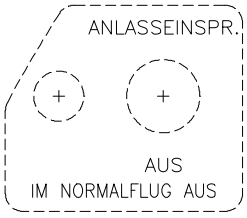


*Die Anweisungen/Informationen auf den Aufklebern/Placards variieren mit den installierten Geraeten.

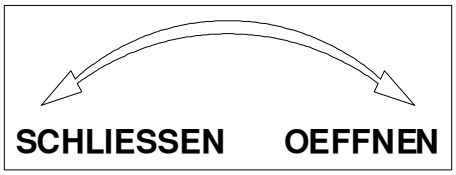
11. An der linken unteren Seite des Instrumentenbrettes über den Schaltern



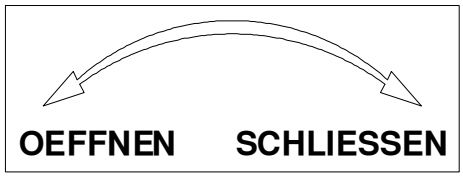
12. An der oberen linken Ecke des Instrumentenbretts



13. An der linken Außenseite des Haubenrahmens. An der rechten Innenseite des Haubenrahmens



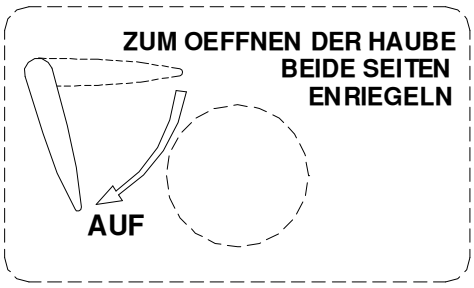
14. An der rechten Außenseite des Haubenrahmens. An der linken Innenseite des Haubenrahmens



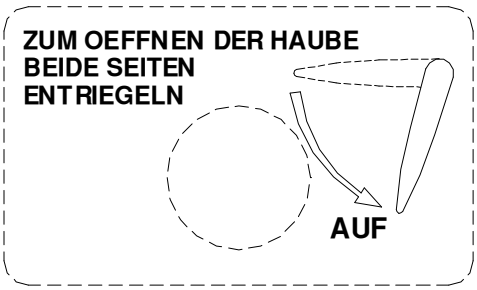
15. An der rechten und linken Außenseite des Haubenrahmens

16. An der rechten und linken Innenseite des Haubenrahmens

17. An der linken Außenseite des Haubenrahmens (Falls Außengriff vorhanden)

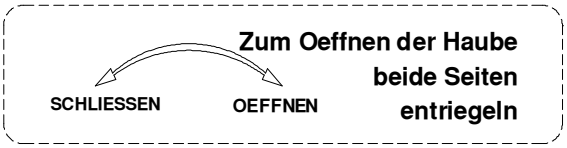


18. An der rechten Außenseite des Haubenrahmens (Falls Außengriff vorhanden)

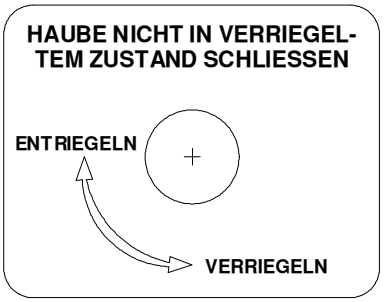


19. An der linken Innenseite des Haubenrahmens (Falls Außengriff vorhanden)

20. An der rechten Innenseite des Haubenrahmens (Falls Außengriff vorhanden)



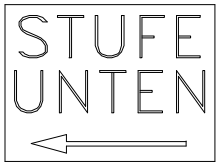
21. An der linken Außenseite des Haubenrahmens (Falls Haube abschließbar)



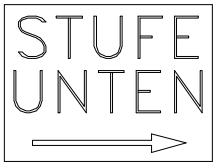
22. Am Instrumentenbrett

BEI LEERLAUFBETRIEB	
1. Kraftstoffpumpe	An
2. Gemisch	VOLL REICH
3. Leistung	LEERLAUF

23. An der linken Außenseite unter dem Haubenrahmen

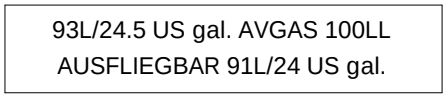


24. An der rechten Außenseite unter dem Haubenrahmen

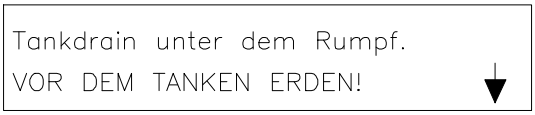


25. An der rechten oberen Rumpfseite, hinter der Haube (falls ELT vorhanden)

26. Neben dem Kraftstoffeinfüllstutzen



27. Neben dem Kraftstoffeinfüllstutzen



28. An der Rumpfunterseite zwischen den Flügeln

WARTUNGS–
TANKDRAIN

29. An der linken Rumpfunterseite kurz vor der Flügelhinterkante

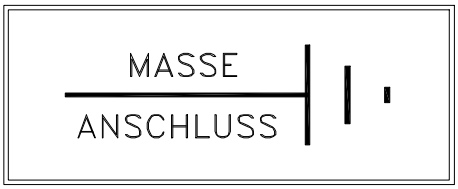
TANKDRAIN

30. Auf der Innenseite der Ölwartungsklappe

ACHTUNG!
NUR LUFTFAHRT–
OEL VERWENDEN!

OEL 6.0 US Qts.
5.68 l
SAE 20W–50
ODER GEMAESS
FLUGHANDBUCH

31. An der linken Rumpfoberseite in der Nähe der Flügelhinterkante



32. Unter jedem Flügel und am Heck

ZUM VERZURREN

33. An der Rumpfunterseite in der Nähe der linken Flügelhinterkante

34. An der Rückwand des Gepäckabteils

Diamond AIRCRAFT INDUSTRIES
LONDON, ONTARIO, CANADA
MODEL NO. : DA20-C1
SERIAL NO. :
Date of MFG
Registration

35. An der Bugradstrebe

2.3 bar
33 psi
230 kPa

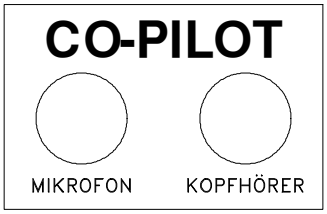
36. An der Haupt-fahrwerksschwinge

1.8 bar
26 psi
180 kPa

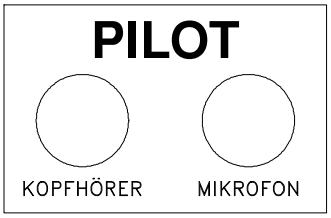
37. An der oberen Cowling hinter dem Spinner

38. Um das Loch für die Überziehwarnung im linken Flügel

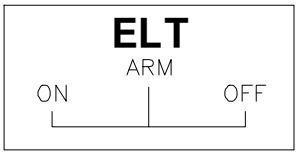
39. Um die Anschlüsse für die Co-Piloten Sprechgarnitur



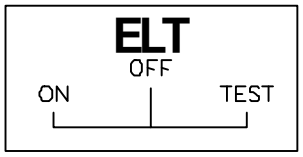
40. Um die Anschlüsse für die Piloten Sprechgarnitur



41. Neben dem ELT (falls vorhanden) um die Schalterpositionen anzuzeigen



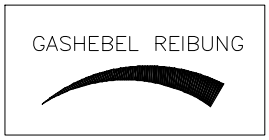
Für ELT Modell EBC 502



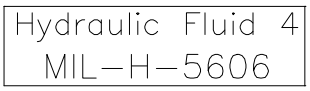
Für ELT Modell EBC 102A

42. An der linken Seite des Gepäckfaches

43. An der rechten Seite der Mittelkonsole unter dem Gashebel



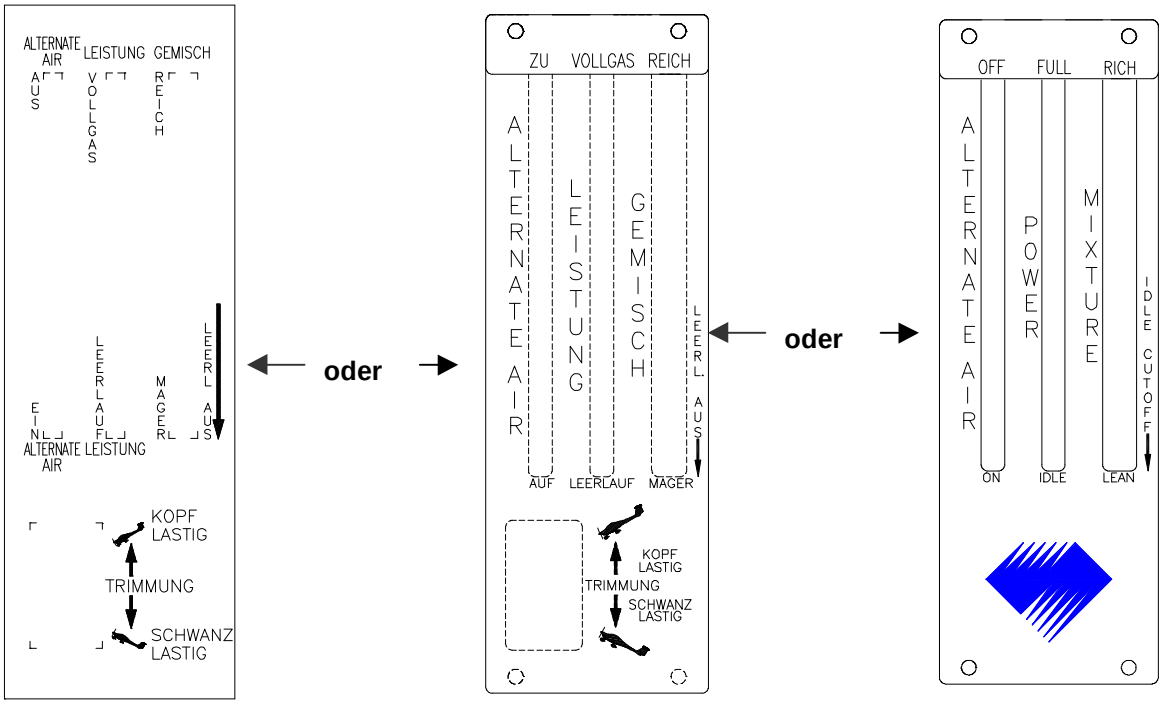
44. Auf dem Bremsflüssigkeitsbehälter



45a. An den Triebwerkskontroll-hebeln auf der Mittelkonsole

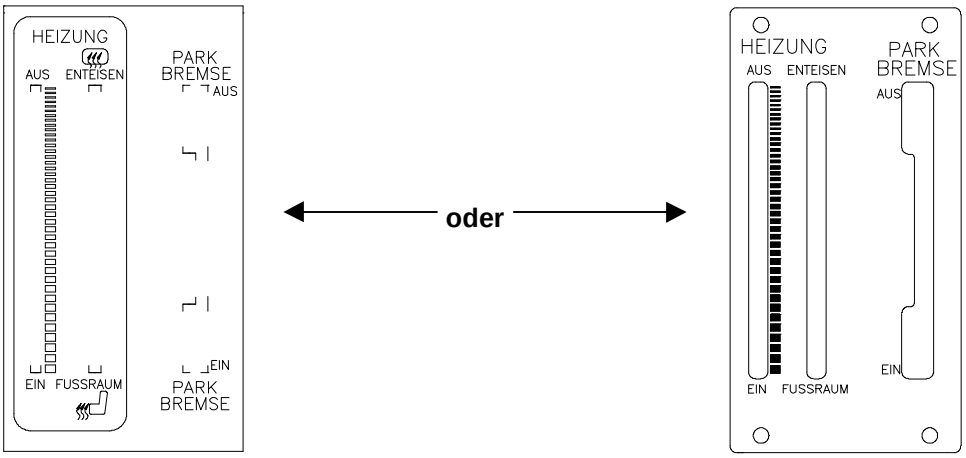
45b.

45c.

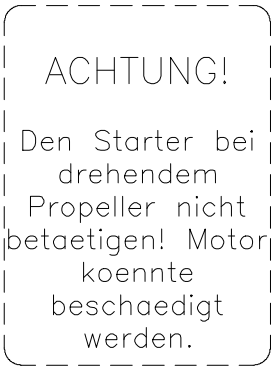


46a. An dem Heizungshebel und der Park-bremse auf der Mittelkonsole

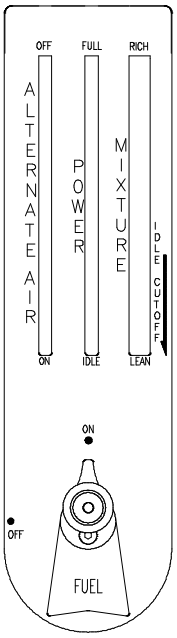
46b.



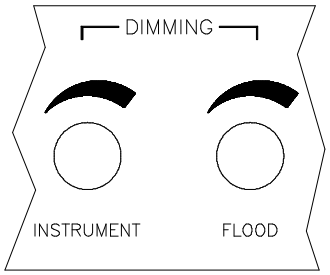
47. An der linken oberen Seite des Instrumentenbretts



48. An den Triebwerkshebeln, wenn der Kraftstoffhahn in der Mittelkonsole ist

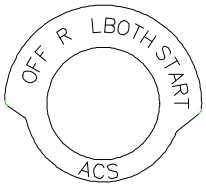


49. Auf dem Instrumentenbrett, für Flugzeuge mit zusätzlicher Innenbeleuchtung (MOD 32)



50. Am Brandhahn auf der rechten Seite der Mittelkonsole bei Flugzeugen mit Kraftstoffhebel im Instrumentenbrett

51. Um das Zündschloß im Instrumentenbrett



52. An der rechten hinteren Rückenlehne

2.16 DEMONSTRIERTE SEITENWINDKOMPONENTE

Die maximal demonstrierte Seitenwindkomponente beträgt 20 kts. (37 km/h).

2.17 TEMPERATURGRENZEN

WICHTIGER HINWEIS

Für Flugzeuge mit einer farbigen Unterseite wird das Abstellen auf hellen oder reflektierenden Flächen, besonders bei hohen Außentemperaturen nicht empfohlen.

Die Außentemperaturgrenzen für den Betrieb des Flugzeuges betragen:

Maximaltemperatur für den Start: 131°F (55°C) (Strukturtemperatur)

ABSCHNITT 3

NOTVERFAHREN

3.1. EINFÜHRUNG 3 - 2
3.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN 3 - 2
3.3. NOTVERFAHREN - CHECKLISTE
3.3.1. Triebwerkstörungen
(a) Triebwerkstörung während des Startlaufs 3 - 3
(b) Triebwerkstörung nach dem Abheben
I. Triebwerksleistung nicht ausreichend **3 - 3**
II. Triebwerk steht **3 - 4**
(c) Triebwerkstörung während des Fluges
I. Rauh laufendes Triebwerk **3 - 4**
II. Abfall des Öldrucks **3 - 4**
III. Abfall des Kraftstoffdrucks **3 - 4**
IV. Wiederanlassen des Triebwerks mit Propeller Windmilling **3 - 5**
V. Wiederanlassen des Triebwerks bei stehendem Propeller **3 - 6**
3.3.2. Gleitflug 3 - 6
3.3.3. Notlandung
(a) Notlandung mit stehendem Triebwerk 3 - 7
(b) Sicherheitslandung mit laufendem Triebwerk 3 - 7
3.3.4. Brände
(a) Triebwerksbrand beim Anlassen am Boden 3 - 9
(b) Triebwerksbrand im Flug 3 - 9
(c) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug 3 - 9
(d) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden 3 - 10
(e) Kabinenbrand im Flug 3 - 10
3.3.5. Vereisung 3 - 11
3.3.6. Beenden des unbeabsichtigten Trudelns 3 - 11
3.3.7. Landung mit einem defekten Reifen am Hauptfahrwerk 3 - 12
3.3.8. [Absichtlich freigelassen] 3 - 12
3.3.9. Störung im elektrischen System 3 - 13
3.3.10 Störung im Landeklappensystem 3 - 15
3.3.11 Störung des Anlassers 3 - 15
3.3.12. Störung im Avionik-System 3 - 16
3.3.13. Störung im Trimmungssystem 3 - 17
3.3.14. Ausfall der Instrumentenbeleuchtung 3 - 18

3.1. EINFÜHRUNG

Der vorliegende Abschnitt beinhaltet Checklisten sowie die Beschreibung der empfohlenen Verfahren bei eventuell eintretenden Notfällen. Obwohl Triebwerksausfälle und andere technisch bedingte Notfälle bei pflichtgemäßer Wartung und Vorflugchecks eigentlich nicht auftreten können.
Im Falle eines Notfalles sollten die hier beschriebenen Verfahren zur Behebung des Problems angewendet werden. Da es nicht möglich ist, alle Arten von Notfällen die auftreten können im Flughandbuch zu berücksichtigen, sind Kenntnisse über das Flugzeug sowie Wissen und Erfahrung des Piloten bei der Lösung von auftretenden Problemen unumgänglich.

3.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN

	KIAS
Triebwerksausfall nach dem Abheben mit Landeklappen in Startstellung	58
Manövergeschwindigkeit	106
Geschwindigkeit des besten Gleitwinkels **Maximale Flugmasse** **Landeklappen in Reiseflugstellung** **1653 lbs (750 kg)**	73
Sicherheitslandung (Triebwerk im Leerlauf, Klappen in Landestellung)	52
Notlandung bei Triebwerkstillstand (Klappen in Startstellung)	58
Notlandung bei Triebwerkstillstand (Klappen in Landestellung)	52
Notlandung bei Triebwerkstillstand (Klappen in Reisestellung)	62

3.3. NOTVERFAHREN - CHECKLISTE

3.3.1. Triebwerkstörungen

(a) Triebwerkstörung während des Startlaufs

1.	Gashebel	LEERLAUF
2.	Bremsen	nach Bedarf
3.	Klappen	REISE
4.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
5.	Zündung	AUS
6.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS

(b) Triebwerkstörung nach dem Abheben

I. Triebwerksleistung nicht ausreichend

1.	Geschwindigkeit	58 KIAS
2.	Gashebel	VOLLGAS
3.	Gemischhebel	VOLL REICH
4.	Alternate Air	AUF
5.	Brandhahn	AUF
6.	Zündung	BOTH
7.	Elektrische Kraftstoffpumpe	AN

WARNUNG

Wenn die Motorleistung nicht sofort wiederhergestellt werden kann, ist eine Notlandung vorzubereiten. Wenn möglich, sollte das Flugzeug geradeaus gelandet werden, wobei Hindernisse zu vermeiden sind.

Kurz vor der Landung:

8.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
9.	Brandhahn	ZU
10.	Zündung	AUS
11.	Klappen	nach Bedarf
12.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS

II. Triebwerk steht:
Notlandung nach Absatz 3.3.3 durchführen

(c) Triebwerkstörung während des Fluges

I. Rauh laufendes Triebwerk

1.	Gemischhebel	VOLL REICH
2.	Alternate Air	AUF
3.	Brandhahn	AUF
4.	Elektrische Kraftstoffpumpe	AN
5.	Zündung	L - BOTH - R -BOTH durchschalten
6.	Gashebel	Stellung beibehalten
7.	Keine Verbesserung	Motorleistung auf minimal erforderlich reduzieren, sobald wie möglich landen

II. Abfall des Öldrucks

1.	Öltemperatur	prüfen
2.	Wenn Öldruck unterhalb des grünen Bereichs und normaler Öltemperatur	Landung auf nächstgelegenem Flugplatz durchführen
	Wenn Öldruck unterhalb des grünen Bereichs und steigender Öltemperatur	Motorleistung auf minimal erforderlich reduzieren, sobald wie möglich landen. Auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein.

III. Abfall des Kraftstoffdrucks

1.	Elektrische Kraftstoffpumpe	EIN, auf nächstgelegenem Flugplatz landen
2.	Wenn Kraftstoffdruck nicht wieder ansteigt	Landung auf dem nächstgelegenen Flugplatz. Auf Motorausfall und Notlandung vorbereitet sein

IV. Wiederanlassen des Triebwerks mit Propeller Windmilling

WICHTIGER HINWEIS

Den Starter beim Propeller Windmilling nicht betätigen. Der Motor könnte beschädigt werden.

Der Sensenich-Propeller dreht sich ab einer Geschwindigkeit von mindestens 60 KIAS.

1.	Geschwindigkeit (V_{IAS})	74 kts
2.	Klappen	STARTSTELLUNG
3.	Gemisch	VOLL REICH
4.	Brandhahn	AUF
5.	Zündung	BOTH
6.	Elektrische Kraftstoffpumpe	AN
7.	Gashebel	2cm nach vorn

Nach erfolgreichem Wiederanlassen:

8.	Öldruck	prüfen
9.	Öltemperatur	prüfen
10.	Elektrische Verbraucher	EIN, nach Bedarf

V. Wiederanlassen des Triebwerks bei stehendem Propeller

1.	Elektrische Verbraucher	AUS
2.	GEN/BAT Hauptschalter	EIN
3.	Gemischhebel	VOLL REICH
4.	Brandhahn	AUF
5.	Elektrische Kraftstoffpumpe	EIN
6.	Gashebel	2 cm nach vorn
7.	Zündung	START

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeuges kann der Motor ebenfalls wieder angelassen werden.
Ein Höhenverlust von ca 1000ft / 300m muß dabei einkalkuliert werden.
Für den Hoffmann-Propeller beträgt die Mindestgeschwindigkeit dafür 120 KIAS.
Für den Sensenich-Propeller beträgt die Mindestgeschwindigkeit dafür 137 KIAS.

Nach erfolgreichem Wiederanlassen:

8.	Öldruck	prüfen
9.	Öltemperatur	prüfen
10.	Elektrische Verbraucher	AN, nach Bedarf

3.3.2. Gleitflug

1.	Klappen	REISE
2.	Geschwindigkeit bei 1653 lbs (750 kg)	73 KIAS
3.	Gleitverhältnis 11:1 Beispiel: Aus einer Höhe von 1000ft kann das Flugzeug 11,000ft oder 1.8 NM (3.4 km) weit gleiten.	

3.3.3. Notlandung

(a) Notlandung mit stehendem Triebwerk

1.	Geschwindigkeit (Klappen in Startstellung)	58 KIAS
2.	Geschwindigkeit (Klappen in Landestellung)	52 KIAS
3.	Geschwindigkeit (Klappen in Reisestellung)	62 KIAS
4.	Brandhahn	ZU
5.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
6.	Zündung	OFF
7.	Sicherheitsgurte	festziehen
8.	Funkgerät	121.5 Mhz, Positions- und Sicherheitsmeldung
9.	Klappen	nach Bedarf
10.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
11.	Nach dem Aufsetzen	bremsen

(b) Sicherheitslandung mit laufendem Triebwerk

ANMERKUNG

Eine Sicherheitslandung wird erforderlich, wenn die Fortführung des Fluges das Flugzeug oder seine Insassen gefährden würde. Solche Umstände können mechanische Schäden, Treibstoffmangel oder sich verschlechternde Wetterbedingungen einschließen.

1.	Geeignetes Landefeld suchen, dabei besonders auf die Windrichtung und Hindernisse im Landeanflug achten	
2.	Sicherheitsgurte	festziehen
3.	Sinkflug einleiten	
4.	Gemischhebel	VOLL REICH
5.	Gashebel	nach Bedarf
6.	Trimmung	nach Bedarf
7.	Klappen (auf zulässige Geschwindigkeit achten)	nach Bedarf

8.	Ausgewähltes Landefeld in niedriger Höhe (nicht unter 500ft / 150m über Grund) überfliegen. Dabei beachten, ob das Landefeld geeignet ist und die Anflugstrecke frei ist.	
9.	Auf Platzrundenhöhe steigen	
10.	Landefeld niedrig überfliegen und auf Hindernisse wie Zäune, Leitungen und Gräben achten	
11.	Auf Platzrundenhöhe steigen	
12.	Funk	Positions- und Sicherheitsmeldung
13.	Endanflug	
	Gemischhebel	VOLL REICH
	Gashebel	nach Bedarf
	Elektrische Kraftstoffpumpe	AUS
	Klappen	Landestellung
	Geschwindigkeit	52 KIAS
14.	Aufsetzen bei Mindestgeschwindigkeit, dabei das Bugrad so lange wie möglich über dem Boden halten	
15.	Nach dem Aufsetzen:	
	Bremsen	nach Bedarf
	Brandhahn	ZU
	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
	Zündung	OFF
	GEN/BAT Hauptschalter	AUS

ANMERKUNG

Wenn keine geeignete ebene Landefläche gefunden werden kann, ist eine Landung, wenn möglich, hangaufwärts durchzuführen.

3.3.4. Brände

(a) Triebwerksbrand beim Anlassen am Boden

1.	Brandhahn	ZU
2.	Kabinenheizung	ZU
3.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
4.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
5.	Zündung	OFF
6.	Das Flugzeug sofort verlassen	

(b) Triebwerksbrand während des Fluges

1.	Brandhahn	ZU
2.	Kabinenheizung	ZU
3.	Geschwindigkeit	73 KIAS

ANMERKUNG

Die Geschwindigkeit ist für das beste Gleiten mit Klappen in Landestellung gegeben. Wenn ein geeignetes Landefeld sicher erreicht werden kann, kann versucht werden, durch Fahrterhöhung das Feuer zu löschen. Die maximal zulässige Geschwindigkeit darf dabei nicht überschritten werden.

4.	Elektrische Kraftstoffpumpe	AUS
5.	Notlandung mit abgeschaltetem Triebwerk nach Absatz 3.3.3.	

(c) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung im Flug

1.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
2.	Kabinenbelüftung	AUF
3.	Feuerlöscher	erst dann einsetzen, wenn Rauchentwicklung anhält

WICHTIGER HINWEIS

Nach der Benutzung des Feuerlöschers ist die Kabine zu belüften.

Falls das Feuer erloschen ist und elektrischer Strom für die Fortsetzung des Fluges benötigt wird:

4.	Avionikhauptschalter	AUS
5.	Elektrische Verbraucher	AUS

ANMERKUNG

Beim Wiedereinschalten der elektrischen Verbraucher den Volt- und Ampèremeter genau beobachten. Auf Rauchbildung achten.

6.	Sicherungen	Alle Sicherungen ziehen
7.	Sicherungen	BATTERY eindrücken
8.	GEN/BAT Hauptschalter	EIN, wenn BAT – Teil des Schalters
9.	Sicherungen	GEN und GEN CONTROL eindrücken
10.	GEN/BAT Hauptschalter	EIN
11.	Sicherungen	AVIONICS und AVIONICS MASTER eindrücken
12.	Avionikhauptschalter	EIN
13.	Sicherungen	Die benötigten Systeme aktivieren
14.	Funkgerät	EIN
15.	Sobald wie möglich landen	

(d) Elektrischer Brand mit Rauchentwicklung am Boden

1.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS

Wenn das Triebwerk läuft:

2.	Gashebel	LEERLAUF
3.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
4.	Brandhahn	ZU
5.	Zündung	OFF
6.	Haube	öffnen
7.	Feuerlöscher	nach Bedarf einsetzen

(e) Kabinenbrand im Flug

1.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
2.	Kabinenbelüftung	AUF
3.	Kabinenheizung	ZU
4.	Feuerlöscher	nach Bedarf einsetzen
5.	So bald wie möglich landen	

WICHTIGER HINWEIS

Nach der Benutzung des Feuerlöschers ist die Kabine zu belüften.

3.3.5. Vereisung

Unbeabsichtiges Einfliegen in Vereisungszonen

1.	Vereisungszone verlassen (durch Änderung der Flughöhe oder Umkehren, um Zonen mit höherer Lufttemperatur zu erreichen).	
2.	Durch fortgesetztes Bewegen der Steuerflächen deren Gängigkeit erhalten.	
3.	Alternate Air	AUF
4.	Drehzahl erhöhen, um Propellervereisung zu vermeiden (auf maximale Drehzahl achten)	
5.	Kabinenheizung	AN, Scheibe

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Flügelvorderkante erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit

WICHTIGER HINWEIS

Bei Vereisung der Flügelvorderkante müssen fehlerhafte Anzeigen des Fahrtmessers, des Höhenmessers, des Variometers und der Überziehwarnung berücksichtigt werden.

3.3.6. Beenden des unbeabsichtigten Trudelns

1.	Gashebel	LEERLAUF
2.	Seitenruder	Vollausschlag gegen die Trudelrichtung
3.	Steuerknüppel	leicht nachlassen
4.	Seitenruder	neutral, wenn Drehung beendet
5.	Klappen	REISE
6.	Höhenruder	vorsichtig ziehen
	Flugzeug abfangen, dabei die maximal zulässige Geschwindigkeit nicht überschreiten. (v_{NE})	

3.3.7. Landung mit einem defekten Reifen am Hauptfahrwerk

1. Endanflug mit Klappen in Landestellung.
2. Das Flugzeug auf der dem defekten Reifen gegenüberliegenden Begrenzung der Landebahn aufsetzen, um Richtungsänderungen, die während des Ausrollens durch den defekten Reifen zu erwarten sind, innerhalb der Landebahn korrigiert werden können.
3. Landung mit leicht in die Richtung des unbeschädigten Reifens hängender Fläche. Nach dem Aufsetzen ist das Bugrad so rasch wie möglich an den Boden zu bringen, wodurch eine bessere Steuerbarkeit gewährleistet ist.
4. Zur Entlastung des defekten Reifens ist während des Ausrollens ein voller Querruderausschlag in Richtung des unbeschädigten Reifens zu geben.

3.3.8. [Absichtlich freigelassen]

3.3.9. Störung im elektrischen System

a) Totaler Stromausfall

1.	Sicherung der Batterie	eindrücken falls herausgesprungen
2.	GEN/BAT Hauptschalter	prüfen, ob AN
3.	Hauptschalter	AUS wenn Leistung nicht wiederhergestellt
4.	Wenn nicht erfolgreich	Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen

b) Generatorausfall

GENERATOR-Warnleuchte leuchtet

1.	GEN/BAT Hauptschalter	Generator Hauptschalter OFF - ON schalten
2.	GENERATOR Sicherung	eindrücken falls herausgesprungen
3.	Generator CONTROL Sicherung	eindrücken falls herausgesprungen
4.	Wenn der Generator weiterhin ausfällt	Alle nicht für die sichere Durchführung des Fluges nötigen Verbraucher abschalten. Volt- und Ampèremeter beobachten. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

ANMERKUNG

Die Batteriekapazität einer voll aufgeladenen und richtig gewarteten Batterie beträgt etwa 30 Minuten bei einer Last von 20 Ampère.

c) Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich)

I. Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich) am Boden

1.	Motordrehzahl	Drehzahl erhöhen, bis die Nadel im grünen Bereich ist. Dies sollte bereits unter 1100 RPM geschehen.
2.	Verbraucher, die nicht für die sichrere Durchführung des Fluges wichtig sind	AUS, bis Nadel wieder im grünen Bereich
3.	Wenn die Nadel im gelben Bereich bleibt und der Ampèremeter links der Mitte steht (Entladung)	geplanten Flug abbrechen

II. Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich) im Flug

1.	Alle Verbraucher, die nicht für die sichere Durchführung des Fluges wichtig sind	AUS
2.	Wenn die Nadel im gelben Bereich bleibt und der Ampèremeter links der Mitte steht (Entladung)	Generatorausfall: siehe Absatz 3.3.9 (b)

III. Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich) während der Landung

1.	Nach der Landung	Gemäß Absatz 3.3.9 (c) verfahren

WARNUNG

Sollte sich zu irgendeinem Zeitpunkt die Nadel im roten Bereich befinden, so sollte auf dem nächstgelegenen geeigneten Flugplatz gelandet werden und das Flugzeug gewartet werden, bevor der Flug fortgesetzt wird.

3.3.10. Störung im Landeklappensystem

Fehler in Landeklappenpositionsanzeige

- Sichtprüfung der Landeklappenposition
- Geschwindigkeit im weißen Bereich des Fahrtmessers wählen
- Alle Landeklappenschalterstellungen durchtesten (die Klappenendstellungen sind ausfallsicher)
- Geändertes Landeanflugverfahren wie folgt:

  - Nur Reiseflugstellung verfügbar:
    - Anfluggeschwindigkeit um 10 kts erhöhen
    - Gashebel nach Bedarf
    - flacher Anflugwinkel
  - Nur Startstellung verfügbar:
    - normale Anfluggeschwindigkeit
    - Gashebel nach bedarf
    - flacher Anflugwinkel
  - Nur Landestellung verfügbar:
    - normale Landung

3.3.11. Störung des Anlassers

Anlasser klinkt nacht dem Starten des Motors nicht aus (Anlasseranzeige leuchtet weiterhin auf).

1.	Gashebel	LEERLAUF
2.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
3.	Zündung	AUS
		geplanten Flug abbrechen. Wartungsarbeiten sind erforderlich.

3.3.12 Störung im Avionik-System

Totaler Avionik-Ausfall:

1.	Avionik-Hauptsicherung überprüfen	Falls herausgesprungen, wieder hereindrücken und beobachten. Falls Sicherung wieder herausspringt, auf dem nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen.
2.	Avionik-Hauptschalter überprüfen	AUS – AN schalten. Wenn Avionik-System weiterhin ausgefallen, Avionik-Hauptsicherung ziehen und auf dem nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen.

Kein Funkempfang bei betriebsbereitem System:

1.	Mikrofon-Sprechtaste	prüfen, ob verhakt ist
2.	Kopfhörer	SQUELCH kurz deaktiviern, wenn kein Rauschen hörbar, Kopfhöreranschluß prüfen.

Senden bei betriebsbereitem System nicht möglich:

1.	Gewählte Frequenz	prüfen, ob richtig
2.	Mikrofon	prüfen, falls verfügbar, ein anderes verwenden (oder Headset einsetzen)

Sollte die Störung nicht behoben werden können, ggf. den Transponder auf den Code “COMM FAILURE” (7600) einstellen, wenn die Situation dies erfordert und die nationalen Vorschriften dies erlauben.

3.3.13 Störung des Trimmungssystem

Verhakte Trimmung:

1.	Sicherung	prüfen, hereindrücken, falls herausgesprungen
2.	Kippschalter	in beide Richtungen drücken, 5 min. warten, erneut versuchen

ANMERKUNG

Das Höhenruder ist weiterhin über den gesamten Bereich verfügbar, es sind jedoch erhebliche Steuerkräfte zu erwarten.

3. Auf dem nächstgelegenen geeigneten Flugplatz landen.

Trimmung wandert selbständig:

1.	Steuerknüppel	fest greifen und Flugzeug unter Kontrolle behalten
2.	Sicherung für Trimmotor	herausziehen
3.	Kippschalter	prüfen, ob gedrückt

Falls der Grund für die Störung offensichtlich ist und behoben werden konnte, kann die Sicherung wieder hereingedrückt werden.

ANMERKUNG

Es dauert ca. 10 Sekunden, bis die Trimmung von einer Endstellung zur Anderen fährt.

3.3.14 Ausfall der Instrumentenbeleuchtung

1.	Schalter für Kartenlicht	EIN
2.	Schalter für Instrumentenbrettbeleuchtung	AUS – EIN schalten
3.	Instrumentenbeleuchtungsregler	im Uhrzeigersinn bis zum Anschlag drehen
4.	Sicherung für Instrumentenbrettbeleuchtung	hereindrücken, falls herausgesprungen
5.	Falls NICHT erfolgreich	Taschenlampe verwenden

Es ist mit einer Störung im elektrischen System zu rechnen. Siehe Absatz 3.3.9

ABSCHNITT 4

NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

4.1.	**EINFÜHRUNG**	**4 - 2**
4.2.	**FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**4 - 2**
4.3.	**TEMPERATURFÜHLER FÜR DIE RUMPFSTRUKTUR**	**4 - 3**
4.4.	**CHECKLISTE NORMALVERFAHREN**	**4 - 5**
4.4.1.	**Vorflugkontrolle**	
	I. Innenkontrolle	**4 - 5**
	II. Außenkontrolle, Sichtprüfung	**4 - 6**
4.4.2.	**Vor dem Anlassen des Triebwerkes**	**4 - 9**
4.4.3.	**Anlassen des Triebwerkes**	**4 - 10**
4.4.4.	**Vor dem Rollen**	**4 - 13**
4.4.5.	**Rollen**	**4 - 13**
4.4.6.	**Vor dem Start**	**4 - 14**
4.4.7.	**Start**	**4 - 15**
4.4.8.	**Steigflug**	**4 - 16**
4.4.9.	**Reiseflug**	**4 - 16**
4.4.10.	**Sinkflug**	**4 - 17**
4.4.11.	**Landeanflug**	**4 - 17**
4.4.12.	**Durchstarten**	**4 - 18**
4.4.13.	**Nach der Landung**	**4 - 18**
4.4.14.	**Abstellen des Motors**	**4 - 18**
4.4.15.	**Flug im Regen**	**4 - 18**
4.4.16.	**[Absichtlich freigelassen]**	**4 - 19**
4.4.17	**Verfahren mit gedrosseltem Triebwerk**	**4 - 19**

4.1. EINFÜHRUNG

Abschnitt 4 beinhaltet Checklisten und erweiterte Verfahren für den normalen Betrieb des Flugzeuges. Normalverfahren und ergänzende Informationen in Verbindung mit der Verwendung von Zusatzausrüstung werden im Abschnitt 9 beschrieben.

4.2. FLUGGESCHWINDIGKEITEN FÜR NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Wenn nicht anders angegeben, gelten die nachfolgenden Geschwindigkeiten jeweils für die höchstzulässige Start- und Landemasse. Sie können auch bei geringeren Flugmassen angewendet werden.

START	KIAS
Steiggeschwindigkeit beim Start bis über ein 50 ft (15 m) Hindernis	58
Geschwindigkeit des besten Steigens in MSL v_Y. Klappen in Reisestellung	75
Geschwindigkeit des besten Steigwinkels in MSL v_X. Klappen in Reisestellung (Sensenich Propeller)	60
Geschwindigkeit des besten Steigens in MSL v_Y. Klappen in Startstellung	68
Geschwindigkeit des besten Steigwinkels in MSL v_X. Klappen in Startstellung (Sensenich Propeller)	57

LANDUNG	KIAS
Anfluggeschwindigkeit für normale Landung. Klappen in Landestellung	52
Steiggeschwindigkeit für Durchstarten. Klappen in Landestellung	52
Höchste nachgewiesene Seitenwindkomponente für Start und Landung	20

Reiseflug	KIAS
Maximal zulässige Geschwindigkeit in turbulenter Luft v_{NO}	118
Maximal zulässige Geschwindigkeit für volle Ruderausschläge v_A	106
Maximal zulässige Geschwindigkeit für ausgefahrene Landeklappen v_{FE}	78

4.3 TEMPERATURFÜHLER FÜR DIE RUMPFSTRUKTUR

Auf der Holmbrücke ist ein Temperaturfühler angebracht der anzeigt, ob die Strukturtemperatur die Betriebsgrenze (siehe Kapitel 2.17) überschreitet. Die Strukturtemperatur muß nur überprüft werden, wenn die Außentemperatur mehr als 38° C (100° F) beträgt.

Der Temperaturfühler ist zwischen der Überlappung der beiden Sitzkissen zugänglich. Er ist durch einen Einschnitt in den Sitzschalen zu sehen (siehe Abbildung 2).

Der Temperaturfühler erscheint bei Temperaturen unter dem Limit von 55° C (131° F) rot gefärbt, ganz schwach ist eine “55” (° C) zu erkennen. Bei Temperaturen über dem Limit von 55° C (131° F) verfärbt sich der Temperaturfühler, so dass deutlich eine rote “55” (° C) auf einem schwarzen Hintergrund zu erkennen ist (siehe Abbildung 1).

ANMERKUNG

Auch bei Temperaturen unter dem Limit beginnt sich der Temperaturfühler langsam dunkel zu färben bevor er ganz schwarz ist, was jedoch noch kein Flugverbot bedeutet.

ANMERKUNG

Flugzeuge mit einer farbigen Unterseite haben einen weiteren Temperaturfühler in der Nähe des Tankdrain.

Abbildung 1

Rote “55” auf schwarzem Hintergrund: maximale Strukturtemperatur wurde überschritten. Der Flug ist verboten!

Ausschließlich rot: maximale Strukturtemperatur unter dem Limit. Das Fliegen ist erlaubt.

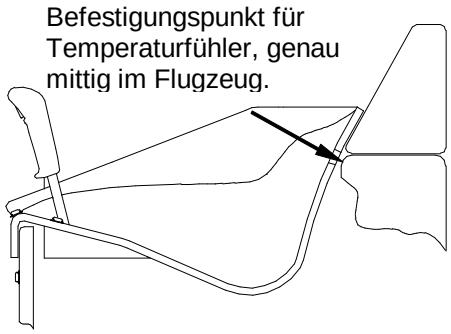


Abbildung 2

[ABSICHTLICH FREIGELASSEN]

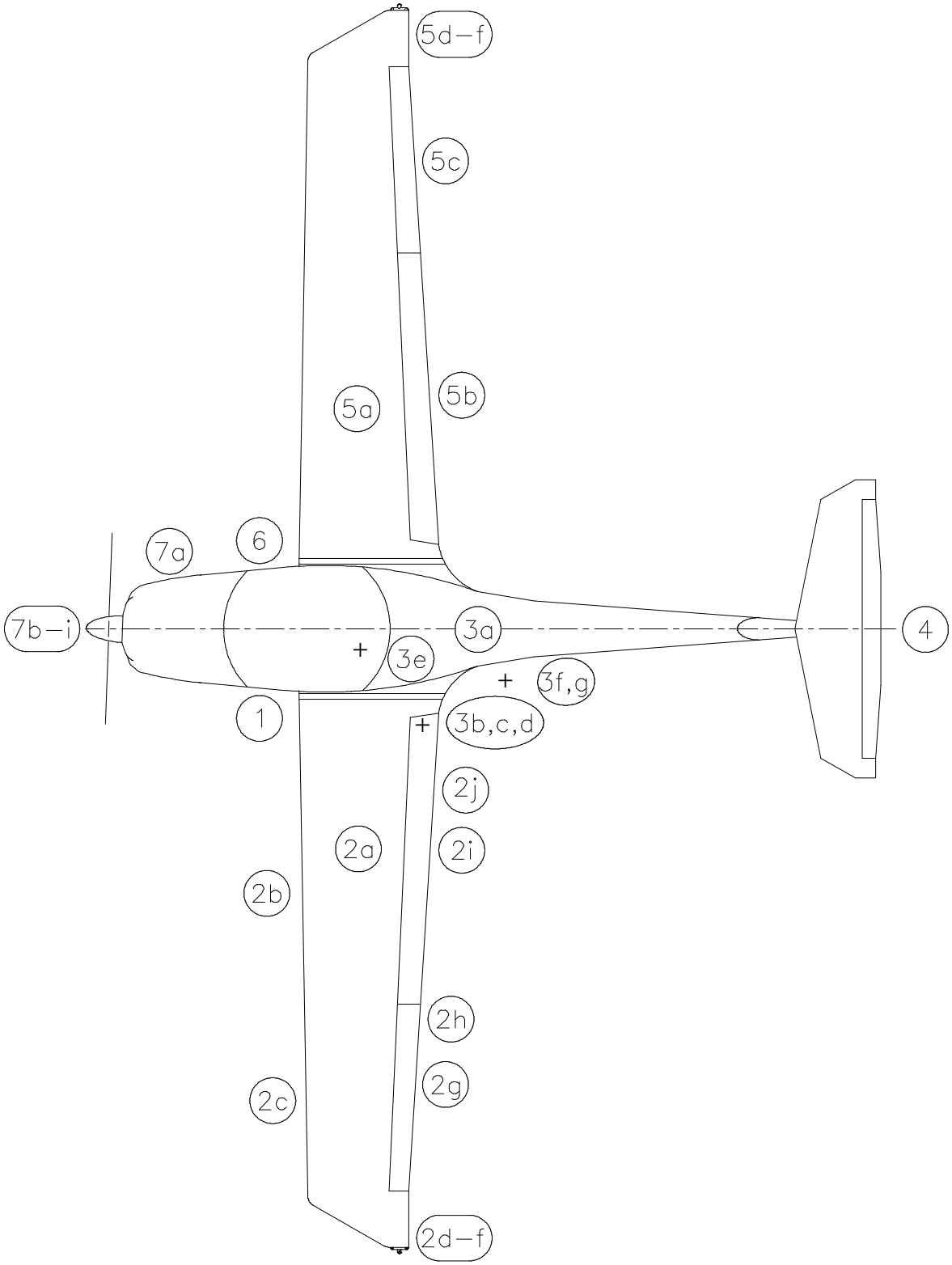
4.4. CHECKLISTE NORMALVERFAHREN

4.4.1. Vorflugkontrolle

I. Innenkontrolle

1.	Strukturtemperaturfühler (falls Außentemperatur größer als 38°C (100° F))	prüfen, ob Strukturtemperatur 55° C (131° F) überschreitet
2.	Flugzeugpapiere	prüfen
3.	Steuerknüppelarretierung	entfernen
4.	Steuerung	prüfen auf sinngemäße Ausschläge
5.	Zündschlüssel	abgezogen
6.	Kabinenheizung	freigängig
7.	Parkbremse	frei
8.	Gashebel	freigängig, LEERLAUF
9.	Gemischhebel	freigängig, LEERLAUF IDLE-CUTOFF
10.	GEN/BAT Hauptschalter	AN
11.	Warnlichter (Generator, Benzindruck, Haube)	leuchten auf
12.	Kraftstoffvorrat	ausreichend
13.	Triebwerksinstrumente, Voltmeter, Ampèremeter	prüfen
14.	Sicherungen	gedrückt
15.	Kartenlicht	funktionstüchtig
16.	Instrumentenbeleuchtung	funktionstüchtig und regelbar
17.	Trimmung	NEUTRAL
18.	Landeklappen (Anzeige und Funktion)	prüfen, voll ein- und ausfahren
19.	Trimmung und Landeklappenanzeige	funktionstüchtig und regelbar
20.	Außenbeleuchtung	funktionstüchtig soweit erforderlich
21.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
22.	Fremdkörperkontrolle	durchführen
23.	Emergency Locator Transmitter (ELT):	
	EBC Model 502:	ARM
	EBC Model 102A:	OFF
24.	Feuerlöscher	prüfen
25.	Rettungshammer	prüfen
26.	Gepäck	verstaut, Gepäcknetz eingehängt
27.	Haube	sauber, unbeschädigt

II. Außenkontrolle, Sichtprüfung



WICHTIGER HINWEIS

Unter Sichtprüfung ist zu verstehen: Überprüfung auf Beschädigungen, Verschmutzung, Risse, Delamination, Spielfreiheit, lockere oder unsachgemäße Befestigung und allgemeiner Zustand; bei Rudern zusätzlich deren Gängigkeit

WICHTIGER HINWEIS

Die Parkbremse ist vor dem Entfernen der Bremsklötze zu setzen

1. Linkes Hauptfahrwerk

a) Fahrwerksbügel	Sichtprüfung
b) Radverkleidung	Sichtprüfung
c) Reifendruck (33 psi / 2.3 bar)	prüfen
d) Reifen, Rad, Bremse	Sichtprüfung
e) Bremsklötze	entfernen

2. Linke Tragfläche

a) Gesamte Flügelfläche	Sichtprüfung
b) Überziehwarnung	prüfen, (an Bohrung saugen)
c) Pitot-Statiksonde	sauber, Bohrungen offen
d) Erdverankerung	entfernen
e) Roll- und Landescheinwerfer	Sichtprüfung
f) Randbogen, Positions- und Strobelichter	Sichtprüfung
g) Querrundermassenausgleich	Sichtprüfung
h) Querruder und Inspektionsöffnung	Sichtprüfung
i) Landeklappe und Inspektionsöffnung	Sichtprüfung

3. Rumpfröhre

a) Schale	Sichtprüfung
b) Tankbelüftung	prüfen
c) Tankdrain	entwässern
d) Strukturtemperaturfühler (bei Flugzeugen mit farbiger Unterseite)	prüfen, ob Strukturtemperatur 55 ºC (131ºF) überschreitet
e) Wartungstankdrain	auf Dichtigkeit prüfen
f) Kraftstoffvorrat	mit Peilstab kontrollieren
g) Antennen	Sichtprüfung

4. Heckleitwerk

a) Flossen und Ruder	Sichtprüfung
b) Erdverankerung an der Finne	entfernen
c) Bügelkante	Sichtprüfung

5. Rechte Tragfläche

a) Gesamte Flügelfläche	Sichtprüfung
b) Landeklappe und Inspektionsöffnung	Sichtprüfung
c) Querruder und Inspektionsöffnung	Sichtprüfung
d) Querrudermassenausgleich	Sichtprüfung
e) Randbogen, Positions- und Strobelichter	Sichtprüfung
f) Erdverankerung	entfernen

6. Rechtes Hauptfahrwerk

a) Fahrwerksbügel	Sichtprüfung
b) Radverkleidung	Sichtprüfung
c) Reifendruck (33 psi / 2.3 bar)	prüfen
d) Reifen, Rad, Bremse	Sichtprüfung
e) Bremsklötze	entfernen

7. Rumpfvorderteil

a) Öl	mittels Peilstab prüfen. Minimum und Maximum auf dem Peilstab markiert
b) Cowling	Sichtprüfung
c) Lufteinlässe	frei
d) Propeller	Sichtprüfung, Bodenfreiheit: mindestens ca. 10 in (25 cm).
e) Propeller Blätter	auf Beschädigung prüfen
f) Spinner	Sichtprüfung
g) Bugfahrwerk	Sichtprüfung, Schleppgabel entfernen
h) Radverkleidung	Sichtprüfung
i) Reifendruck (26 psi / 1.8 bar)	prüfen
j) Reifen und Rad	Sichtprüfung
k) Bremsklötze	entfernen

4.4.2. Vor dem Anlassen des Triebwerkes

1.	Vorflugkontrolle	durchgeführt
2.	Pedale	einstellen, verriegeln
3.	Passagiereinweisung	durchgeführt
4.	Sicherheitsgurte	festziehen
5.	Parkbremse	setzen
6.	Steuerung	freigängig
7.	Brandhahn	AUF
8.	Gemischhebel	VOLL REICH
9.	Gashebel	LEERLAUF
10.	Hebelreibung für Gashebel	einstellen
11.	Avionikhauptschalter	AUS
12.	GEN/BAT Hauptschalter	EIN
13.	Generatorwarnleuchte	leuchtet
14.	Außenlichter	nach Bedarf
14A	Zusammenstoßwarnlicht (ACL)	EIN
15.	Instrumentenbeleuchtung	nach Bedarf
16.	Haube	geschlossen und verriegelt
17.	Warnlicht Haubenverriegelung	AUS

4.4.3. Anlassen des Triebwerkes

(a) Kaltstart

ANMERKUNG

Es wird empfohlen, den Motor vorzuwärmen, nach einer Abkühlzeit von mehr als 2 Stunden bei einer Temperatur von -4°C (25°F) oder weniger.

1.	Gashebel	LEERLAUF
2.	Gemischhebel	VOLL REICH
3.	Fußbremsen	halten
4.	Propellerbereich	frei

WARNUNG

Sicherstellen, dass der Propellerbereich frei ist!

WICHTIGER HINWEIS

Den Anlasser nicht bei drehendem Propeller betätigen, der Motor könnte beschädigt werden.

ANMERKUNG

Schritte 5, 6, 7, 8 und 9 ohne Pausen hintereinander ausführen.

ANMERKUNG

Niedrige Außentemperaturen erfordern eine längere Anlaßeinspritzung.

5.	Kraftstoffpumpe	EIN
6.	Anlaßeinspritzung	EIN
7.	Gashebel	VOLLGAS während der Anlaßeinspritzung (Anlaßeinspritzung für min. 3s vor Anlassen)
8.	Gashebel	LEERLAUF bis 0,6cm AUF nach Bedarf
9.	Zündung	START, so lange halten bis der Motor startet, jedoch nicht länger als 10s (wenn der Motor nicht startet, Zündung loslassen, Gashebel für 3s auf VOLLGAS für mehr Anlaßeinspritzung und dann weiter mit Schritt 8)
10.	Anlasser Warnlicht	leuchtet, solange die Zündung auf START

ANMERKUNG

Den Anlasser nicht länger als insgesamt 30s betätigen, danach 3-5min abkühlenn lassen

11. Gashebel 800 bis 1000 RPM

WICHTIGER HINWEIS

Den Motor nicht schneller als 1000 RPM drehen lassen, bis ein Anstieg der Öltemperatur bemerkbar ist.

12. Anlaßeinspritzung AUS
13. Triebwerksinstrumente prüfen

ANMERKUNG

Zu lange Anlaßeinspritzung kann zum “Absaufen” des Motors führen. Um dies zu beheben, muß man die Kraftstoffpumpe abschalten, den Gashebel 1,5 bis 2,5 cm AUF und den Anlasser betätigen. Der Motor sollte für eine kurze Zeit laufen und dann ausgehen. Es ist nun kein überschüssiger Kraftstoff mehr in der Brennkammer und der Motor kann normal gestartet werden.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Öldruck nach spätestens 30s immer noch weniger als 10 psi (0,7 bar) beträgt, den Motor sofort abstellen!

ANMERKUNG

Der Öldruck kann über den grünen Bereich hienaus ansteigen, so lange die Öltemperatur noch nicht im normalen Betriebsbereich ist. Die Aufwärmdrehzahl ist so zu wählen, dass 100 psi (6,8 bar) nicht überschritten werden. Bei Temperaturen unter 32°F (0°C) **KEIN VOLLGAS** geben, solange der Öldruck höher als 70 psi (4,8 bar) ist.

14. Anlasser Warnlicht prüfen, ob AUS

(b) Starten des warmen Motors

1. Gashebel LEERLAUF
2. Gemischhebel VOLL REICH
3. Fußbremsen halten
4. Propellerbereich frei

WARNUNG

Sicherstellen, dass der Propellerbereich frei ist!

WICHTIGER HINWEIS

Den Anlasser nicht bei drehendem Propeller betätigen, der Motor könnte beschädigt werden.

ANMERKUNG

Schritte 5, 6, 7, 8 und 9 ohne Pausen hintereinander ausführen.

5.	Kraftstoffpumpe	EIN
6.	Anlaßeinspritzung	EIN
7.	Gashebel	VOLLGAS während der Anlaßeinspritzung (Anlaßeinspritzung 1 bis 3s vor Anlassen)
8.	Gashebel	etwa 1,5 bis 2,5 cm AUF
9.	Zündung	START, so lange halten bis der Motor startet, jedoch nicht länger als 10s (wenn der Motor nicht startet, ab Schritt 7 wiederholen
10.	Anlasser Warnlicht	leuchtet, solange die Zündung auf START

ANMERKUNG

Den Anlasser nicht länger als insgesamt 30s betätigen, danach 3-5min abkühlenn lassen

11.	Gashebel	800 bis 1000 RPM
12.	Anlaßeinspritzung	AUS
13.	Triebwerksinstrumente	prüfen

ANMERKUNG

Zu lange Anlaßeinspritzung kann zum “Absaufen” des Motors führen. Um dies zu beheben, muß man die Kraftstoffpumpe abschalten, den Gashebel 1,5 bis 2,5 cm AUF und den Anlasser betätigen. Der Motor sollte für eine kurze Zeit laufen und dann ausgehen. Es ist nun kein überschüssiger Kraftstoff mehr in der Brennkammer und der Motor kann normal gestartet werden.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Öldruck nach spätestens 30s immer noch weniger als 10 psi (0,7 bar) beträgt, den Motor sofort abstellen!

ANMERKUNG

Der Öldruck kann über den grünen Bereich hienaus ansteigen, so lange die Öltemperatur noch nicht normale Betriebstemperaturen erreicht hat. Die Aufwärmdrehzahl so wählen, dass 100 psi (6,8 bar) nicht überschritten werden. Bei Temperaturen unter 32°F (0°C) **KEIN VOLLGAS** geben, solange der Öldruck höher als 70 psi (4,8 bar) ist.

14.	Anlasser Warnlicht	prüfen, ob AUS

4.4.4. Vor dem Rollen

1.	Avionik Hauptschalter	EIN
2.	Fluginstrumente und Avionik	einstellen
3.	Triebwerksinstrumente	prüfen
4.	Voltmeter	Nadel im grünen Bereich. Ggf. Drehzahl erhöhen oder unwichtige Instrumente abschalten
5.	Warnlichter (Generator, Haubenverriegelung, Anlasser, Externe Stromversorgung (falls vorhanden)	zum Testen drücken
6.	Anlaßeinspritzung	AUS
7.	Kraftstoffpumpe	EIN
8.	Parkbremse	lösen

WICHTIGER HINWEIS

Den Motor bis zu einer Öltemperatur von mindestens 75° F (25° C) bei 1000 bis 1200 RPM warmlaufen lassen (auch während des Rollens möglich). Motor nicht schneller als 1000 RPM drehen, bis Anstieg der Öltemperatur erkennbar.

4.4.5. Rollen

1.	Bremsen	prüfen
2.	Gemischhebel	VOLL REICH
3.	Gashebel	nach Bedarf
4.	Richtungssteuerung	prüfen
5.	Fluginstrumente und Avionik	prüfen
6.	Kompass	prüfen

WICHTIGER HINWEIS

Bei hohen Drehzahlen kann der Propeller durch Sand, lockere Steinchen oder Wasser beschädigt werden.

4.4.6. Vor dem Start

ANMERKUNG

Bei Außentemperaturen unter -5º F (-20º C) sollte die Kabinenheizung mindestens 10 Minuten vor dem Start aktiviert werden.

1.	Fußbremsen	halten
2.	Sicherheitsgurte	festziehen
3.	Haube	geschlossen und verriegelt
4.	Warnlicht Haubenverriegelung	AUS
5.	Kraftstoffdruck	prüfen
6.	Brandhahn	AUF
7.	Kraftstoffanzeige	prüfen
8.	Anlaßeinspritzung	AUS
9.	Kraftstoffpumpe	AN
10.	Trimmung	NEUTRAL
11.	Steuerung	freigängig
12.	Öltemperatur	mindesten 75° F (25° C)
13.	Öldruck	30-60 psi (2,0 bis 4,1 bar)
14.	Gemischhebel	VOLL REICH
15.	Gashebel	1700 RPM
16.	Zündungscheck	L – BOTH - R - BOTH durchschalten (Drehzahlabfall: 25-150 RPM) (Max. Drehzahldifferenz (L/R): 50 RPM)
17.	Gemischhebel	prüfen
18.	Generatorlast	prüfen
19.	Vakuumanzeige	im grünen Bereich
20.	Gashebel	LEERLAUF
21.	Sicherungen	prüfen, ob alle eingedrückt
22.	Landeklappen	Startstellung
23.	Parkbremse	lösen

4.4.7. Start

1.	Anlaßeinspritzung	AUS
2.	Kraftstoffpumpe	EIN
3.	Gemischhebel	VOLL REICH
4.	GEN/BAT Hauptschalter	EIN
5.	Zündung	BOTH
6.	Landeklappen	Startstellung
7.	Gashebel	VOLLGAS
	Drehzahl prüfen	min 2000 RPM
8.	Höhenruder beim Anrollen	NEUTRAL
9.	Richtungskontrolle	mit Seitenruder steuern

ANMERKUNG

Bei Seitenwind kann die Richtung auch mit den Einzelradbremsen kontrolliert werden, dabei ist mit einer Verlängerung der Startrollstrecke zu rechnen.

10.	Rotieren	44 KIAS
11.	Steiggeschwindigkeit bis über 50 ft (15 m) Hindernis	58 KIAS

WICHTIGER HINWEIS

Für die kürzeste Startstrecke bis über ein 50 ft (15 m) Hindernis:

Abhebegeschwindigkeit	52 KIAS
Steiggeschwindigkeit bis über 50 ft (15 m) Hindernis	58 KIAS

4.4.8. Steigflug

1.	Gemischhebel	VOLL REICH

ANMERKUNG

Bei Vollgas und einer Motorleistung von weniger als 75%, muß dem Motor ein magereres Gemisch zugeführt werden. Es sei angemerkt, dass der Motor auch bei Vollgas, abhängig von der Druckhöhe, eine Leistung von weniger als 75% haben kann. Die entsprechenden Leistungen über Höhe und Temperatur sind im Kapitel 5.3.2 (Flugleistungen) zu finden. Es ist zu erwarten, dass ab einer Druckhöhe von 5000 ft der Motor ein magereres Gemisch benötigt.

2.	Gashebel	VOLLGAS
3.	Triebwerksanzeigen	im grünen Bereich
4.	Landeklappen (400 ft AGL)	Reisestellung
5.	Geschwindigkeit	75 KIAS
6.	Trimmung	einstellen

4.4.9. Reiseflug

1.	Kraftstoffpumpe	AUS
2.	Gashebel	nach Bedarf
3.	Gemischhebel	Gemisch bis auf ca 25°F auf der fetten Seite von EGT abmagern. NICHT abmagern bei Leistungen über 75%
4.	Landeklappen	Reisestellung
5.	Trimmung	nach Bedarf
6.	Triebwerksinstrumente	prüfen

4.4.10. Sinkflug

1.	Fluginstrumente und Avionik	einstellen
2.	Kraftstoffpumpe	EIN
3.	Gemischhebel	VOLL REICH
4.	Gashebel	nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Zylinderkopftemperatur nicht länger als 5min unter 300° F, mindestens jedoch 240°F.

ANMERKUNG

Für einen schnellen Abstieg:

Gashebel	LEERLAUF
Landeklappen	Reisestellung
Geschwindigkeit	118 KIAS

4.4.11. Landeanflug

1.	Sicherheitsgurte	festziehen
2.	Beleuchtung	nach Bedarf
3.	GEN/BAT Hauptschalter	prüfen, ob EIN
4.	Zündung	prüfen, ob BOTH
5.	Kraftstoffpumpe	prüfen, ob EIN
6.	Gemischhebel	VOLL REICH
7.	Gashebel	nach Bedarf
8.	Geschwindigkeit	max. 78 KIAS
9.	Landeklappen	Startstellung
10.	Trimmung	nach Bedarf
11.	Landklappen	Landestellung
12.	Anfluggeschwindigkeit	52 KIAS

WICHTIGER HINWEIS

Bei starkem Gegen- oder Seitenwind und bei der Gefahr von Windscherungsturbulenzen sollte eine höhere Anfluggeschwindigkeit gewählt werden

4.4.12. Durchstarten

1.	Gashebel	VOLLGAS
2.	Gemischhebel	VOLL REICH
3.	Landeklappen	Startstellung
4.	Geschwindigkeit	58 KIAS

4.4.13. Nach der Landung

1.	Gashebel	nach Bedarf
2.	Gemischhebel	VOLL REICH
3.	Landeklappen	Reisestellung
4.	Avionik	nach Bedarf
5.	Außenlichter	nach Bedarf

4.4.14. Abstellen des Triebwerkes

1.	Parkbremse	setzen
2.	Gashebel	1700 RPM
3.	Zündungscheck	L – BOTH - R - BOTH durchschalten (Drehzahlabfall: 25-150 RPM) (Max. Drehzahldifferenz (L/R): 50 RPM)
4.	Gashebel	LEERLAUF
5.	Kraftstoffpumpe	AUS
6.	Gemischhebel	LEERLAUF IDLE-CUTOFF
7.	Zündung	AUS
7A	Zusammenstoßwarnlicht (ACL)	AUS
8.	ELT	prüfen (durch abhören der Frequenz 121.5 MHZ)
9.	Avionikhauptschalter	AUS
10.	Elektrische Verbraucher	AUS
11.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
12.	Erdverankerung und Bremsklötze	nach Bedarf

4.4.15. Flug im Regen

ANMERKUNG

Die Flugleistungen können bei Regen schlechter werden; dies gilt insbesondere für die Startstrecke und die maximale Horizontalfluggeschwindigkeit. Der Einfluß auf die Flugeigenschaften ist nur gering. Flug durch starken Regen ist wegen der damit verbundenen Sichtbehinderung zu vermeiden.

4.4.16. [Absichtlich freigelassen]

4.4.17. Verfahren mit gedrosseltem Triebwerk

ANMERKUNG

Bei Verfahren, bei denen die Drehzahl unter 1000 RPM fallen kann ist die Kraftstoffpumpe einzuschalten. Dies schließt das Rollen und Flugverfahren wie Überziehen, Sinkflug und Landung ein.

ABSCHNITT 5

FLUGLEISTUNGEN

5.1. EINFÜHRUNG 5-2
5.2. BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME 5-2
5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND DIAGRAMME 5-3
5.3.1 Abbildung 5.1: Fahrtmesserkorrektur 5-3
5.3.2. Abbildung 5.2(a): Leistung im Reiseflug 5-4
5.3.3. Abbildung 5.3: Überziehgeschwindigkeiten 5-6
5.3.4. Abbildung 5.4: Windkomponenten 5-7
5.3.5 Abbildung 5.5(a): Startstrecke 5-8
5.3.6. Abbildung 5.6(a): Steigleistung / Reiseflughöhe 5-10
5.3.7. Abbildung 5.7(a): Steigleistung / Start 5-12
5.3.8 Abbildung 5.8(a): Reisefluggeschwindigkeit (TAS) 5-14
5.3.9. Abbildung 5.9(a): Maximale Flugdauer 5-17
5.3.10. Abbildung 5.10(a): Steigleistung / Durchstarten 5-18
5.3.11. Landestrecke und Landerollstrecke 5-20
5.4 LÄRMWERTE 5-20

5.1. EINFÜHRUNG

Die Leistungstabellen und –diagramme auf den folgenden Seiten sind so dargestellt, dass sie einerseits erkennen lassen, welche Leistungen Sie von Ihrem Flugzeug erwarten können, und dass sie andererseits eine eingehende Flugplanung ermöglichen. Die Werte in den Tabellen und Diagrammen wurden im Rahmen der Flugerprobung mit einem in gutem Betriebszustand befindlichen Flugzeug und Triebwerk erflogen und auf die Bedingungen der Standardatmosphäre (15°C und 1013,25hPa) in Meereshöhe korrigiert.

Die Leistungsdiagramme berücksichtigen nicht die unterschiedliche Pilotenerfahrungen oder den Wartungsstand des Flugzeuges. Die angegebenen Leistungen können erreicht werden, wenn die angegebenen Verfahren angewandt werden und sich das Flugzeug in gutem Wartungszustand befindet.

Es ist zu beachten, dass Angaben zur Flugdauer keine Kraftstoffreserven enthalten.

5.2. BENUTZUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Die Leistungsdaten in Form von Tabellen und Diagrammen zeigen den Einfluß verschiedener Variablen. Die Tabellen enthalten detaillierte Angaben, so dass eine präzise und sichere Flugplanung gewährleistet ist. Wo die Leistungen aufgrund von unterschiedlichen Propellern abweichen sind die Daten jeweils für die verschiedenen Propeller angegeben.

5.3. LEISTUNGSTABELLEN UND DIAGRAMME

5.3.1 Abbildung 5.1: Fahrtmesserkorrektur

Annahme: Instrumentenfehler gleich Null

Klappen in Reisestellung																	
KIAS	**42**	**50**	**55**	**60**	**65**	**70**	**75**	**80**	**90**	**100**	**110**	**120**	**130**	**140**	**150**	**160**	**164**
KCAS	**52 V_{S1}**	**58**	**62**	**66**	**70**	**75**	**79**	**83**	**92**	**101**	**110**	**120**	**129**	**138**	**147**	**156**	**159 V_{NE}**
Klappen in Start- bzw. Landestellung																	
KIAS	**34**	**40**	**45**	**50**	**55**	**60**	**65**	**70**	**75**	**82**	**---**	**---**	**---**	**---**	**---**	**---**	**---**
KCAS	**44 V_{S0}**	**48**	**52**	**55**	**59**	**64**	**68**	**72**	**76**	**81 V_{FE}**	**---**	**---**	**---**	**---**	**---**	**---**	**---**

Beispiel: Klappen in Reiseflugstellung KIAS = 90 kts, KCAS = 92 kts aus der Tabelle

KIAS=angezeigte Geschwindigkeit (indicated airspeed) in Knoten

KCAS=korrigierte Geschwindigkeit (calibrated airspeed) in Knoten

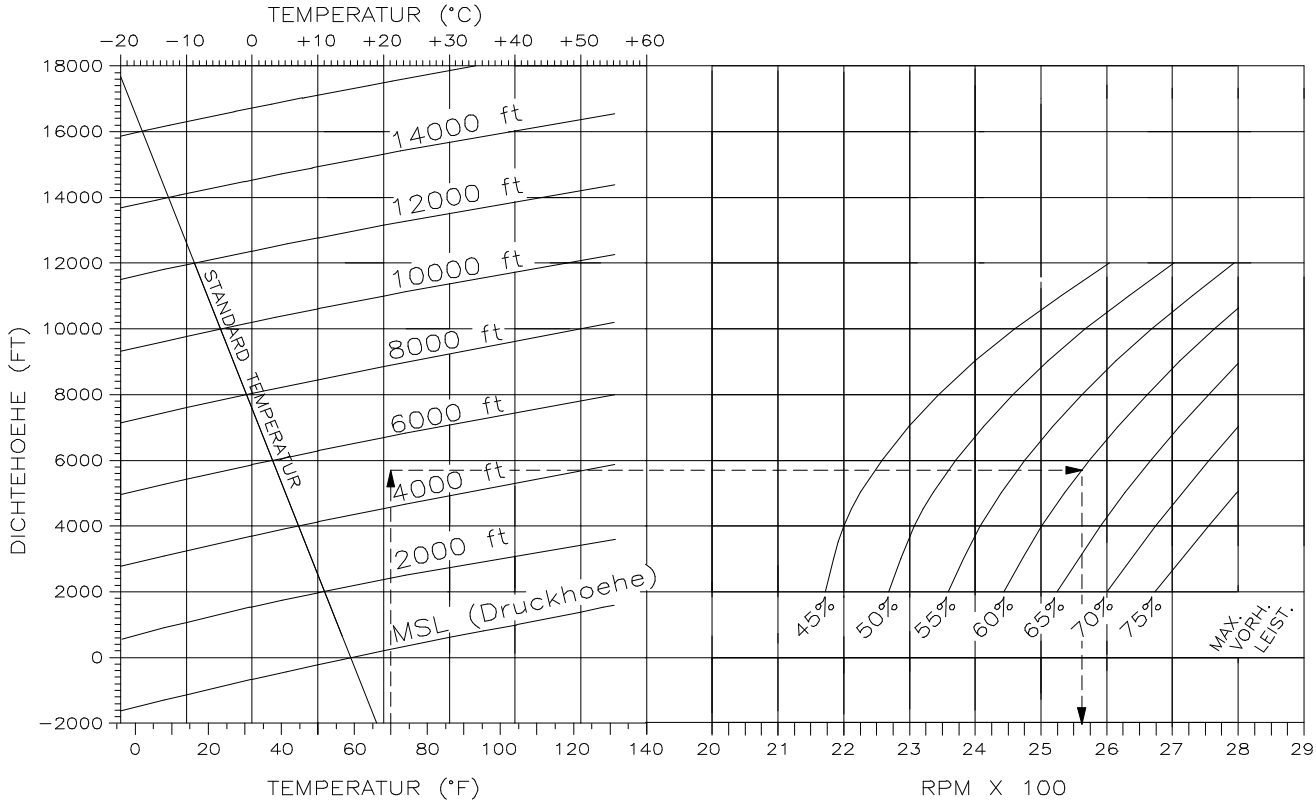
5.3.2. Abbildung 5.2(a):

ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Abbildung 5.2(b): Leistung im Reiseflug

SENSENICH PROPELLER W69EK-63 and W69EK7-63

Maximale Drehzahl: 2800 RPM



Beispiel:	Außenlufttemperatur:	70° F
	Druckhöhe:	5000 ft
	Gewünschte Leistung:	60%
Ergebnis:	Einzustellende Drehzahl	2560 RPM

5.3.3. Abbildung 5.3: Überziehgeschwindigkeiten

Konfiguration:

Leerlauf, vordere Schwerpunktlage, maximales Gewicht

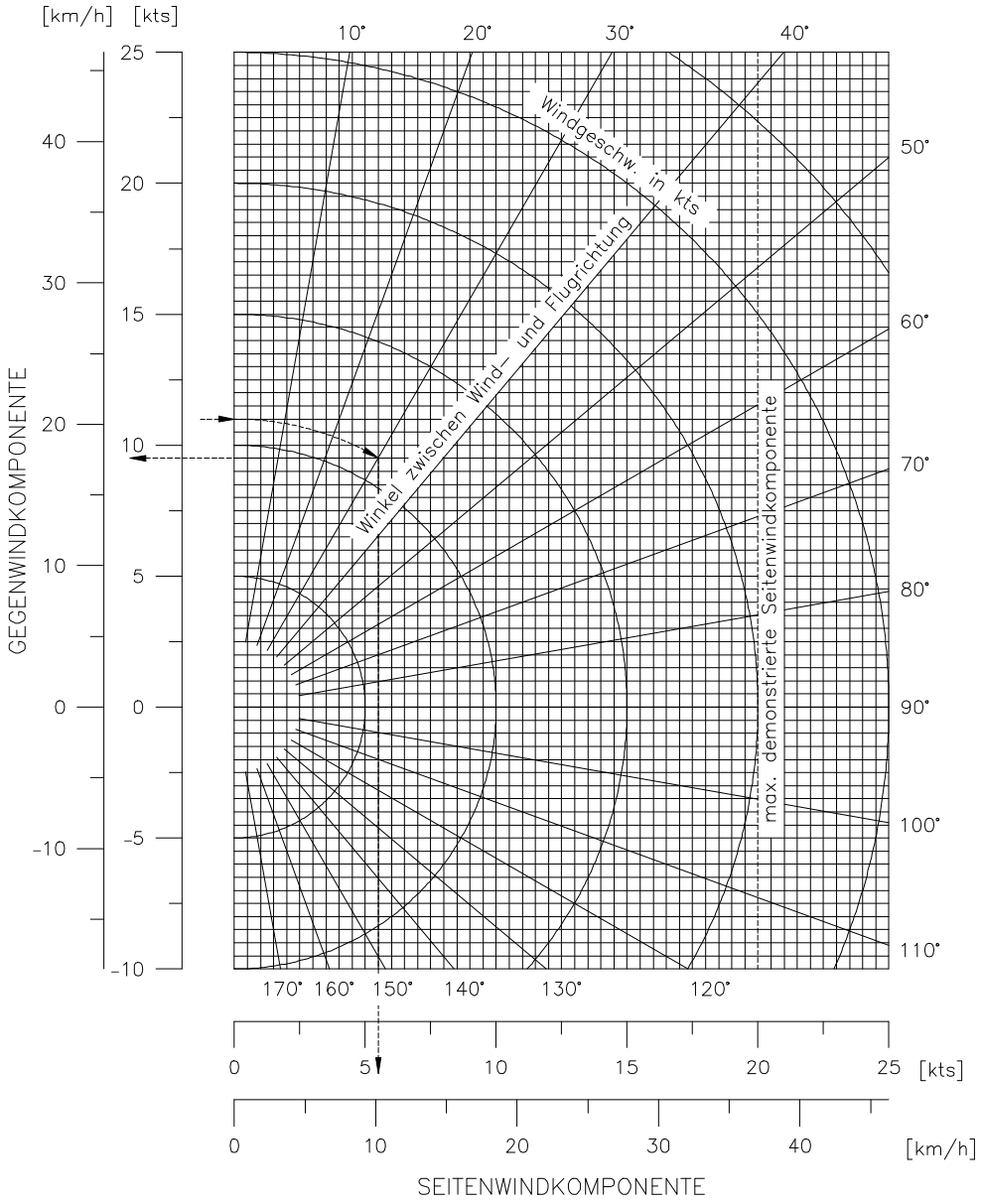
(dies ist die ungünstigste Konfiguration)

Überziehgeschwindigkeiten in **kts**

Klappen	Schräglage							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
REISE	42	52	47	56	55	62	68	73
START	40	48	44	51	52	57	65	68
LANDUNG	34	44	39	47	46	52	58	62

5.3.4. Abbildung 5.4: Windkomponenten

Maximale demonstrierte Seitenwindkomponente: 20 kts (37 km/h)



Beispiel:

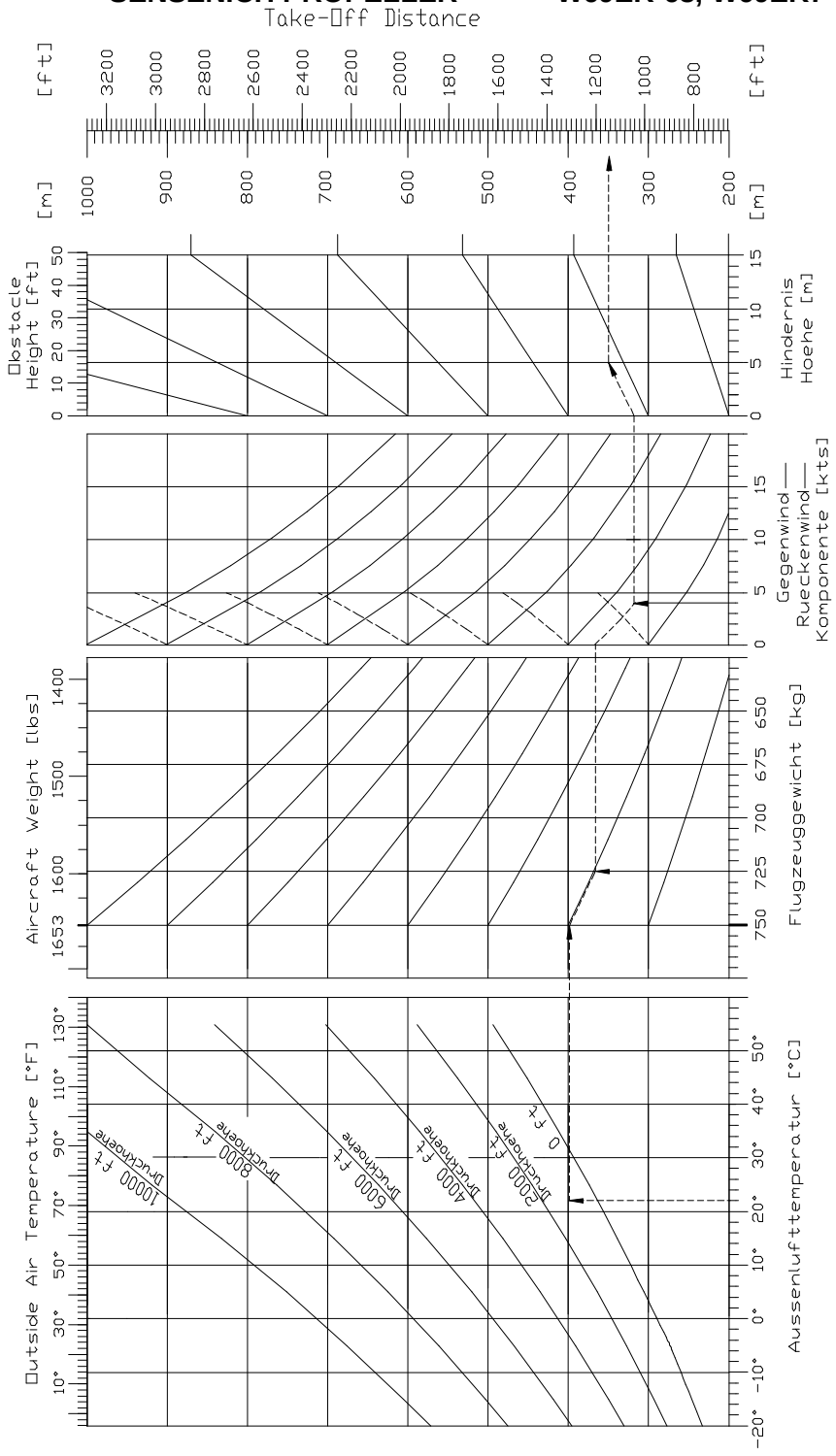
Windgeschwindigkeit:	11 kts (20 km/h)
Winkel zwischen Wind- und Flugrichtung:	30°
Gegenwindkomponente:	9.5 kts (18 km/h)
Seitenwindkomponente:	5.5 kts (10 km/h)

5.3.5 Abbildung 5.5(a):

ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Abbildung 5.5(b): Startstrecke

SENSENICH PROPELLER W69EK-63, W69EK7-63 und W69EK7-63G


Take-Off Distance
[ft]
3200 3000 2800 2600 2400 2200 2000 1800 1600 1400 1200 1000 800
[m]
1000 900 800 700 600 500 400 300 200
Obstacle Height [ft]
0 10 20 30 40 50
Hindernis Hoehe [m]
0 5 10 15
Aircraft Weight [lbs]
1653 1600 1500 1400
Flugzeuggewicht [kg]
750 725 700 675 650
Gegenwind — Rueckenwind — Komponente [kts]
0 5 10 15
Outside Air Temperature [°F]
10° 30° 50° 70° 90° 110° 130°
Aussenlufttemperatur [°C]
-20° -10° 0° 10° 20° 30° 40° 50°
10000 ft Druckhoehe
8000 ft Druckhoehe
6000 ft Druckhoehe
4000 ft Druckhoehe
2000 ft Druckhoehe
0 ft

Beispiel:
- Druckhoehe: 1000 ft.
- Aussenlufttemperatur: 72 F (22° C)
- Gewicht: 1600 lbs (725 kg)
- Wind: 4 kt Gegenwind

Ergebnis:
Startstrecke ueber ein 16 ft (5m) Hindernis 1148 ft (370m)

Umgebungsbedingungen:
- Maximale Startleistung
- Abhebegeschw. 52 KIAS
- Steiggeschw. ueber Hindernis 58 KIAS
- Ebene, asphaltierte Startbahn
- Klappen in Startstellung

ANMERKUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (z. B. hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß, rutschige Landebahn) können die Startstrecke erheblich verlängern.

5.3.6. Abbildung 5.6(a):

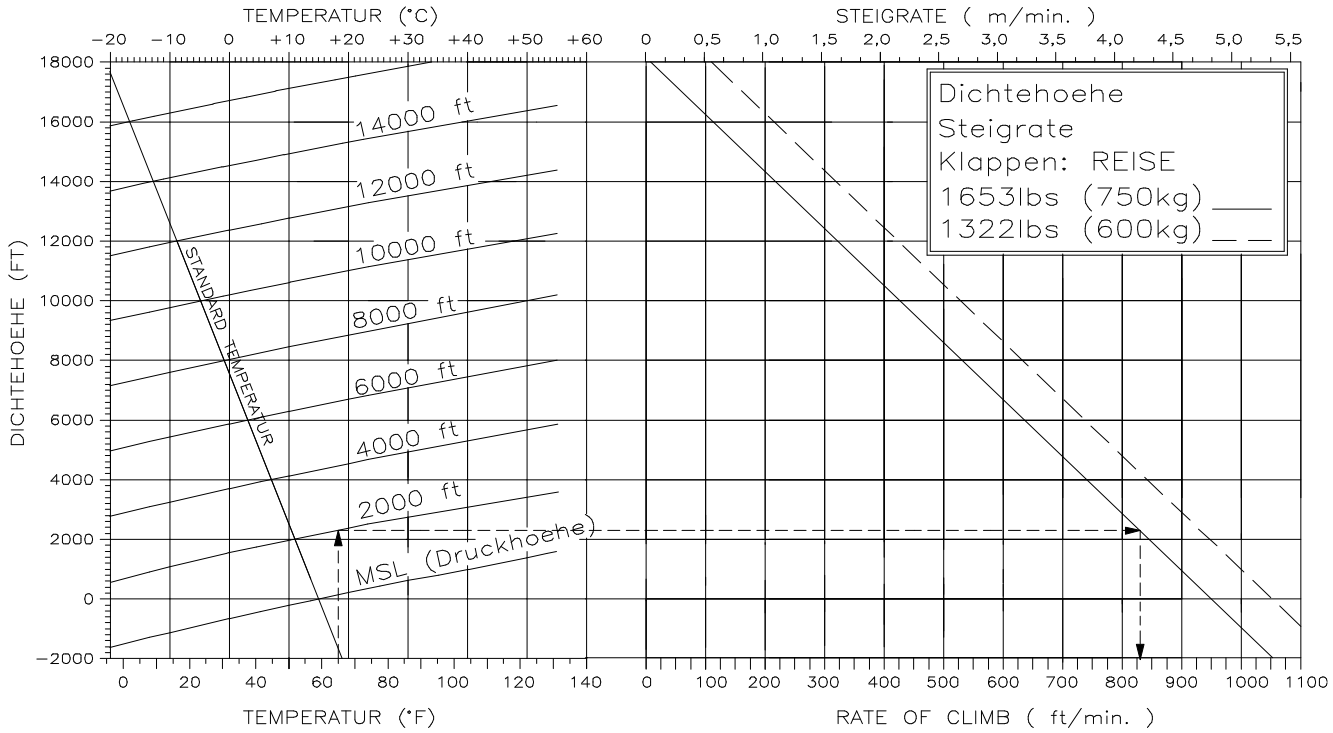
ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Figure 5.6(b) : Steigleistung / Reiseflughöhe

SENSENICH PROPELLER W69EK-63, W69EK7-63 und W69EK7-63G

Dinstgipfelhöhe: 13120 ft (4000 m)

Geschwindigkeit des besten Steigens (Klappen in Reisestellung): 75 KIAS



Beispiel:	Druckhöhe:	2000 ft
	Außenlufttemperatur:	65° F
	Abflugmasse:	1653 lbs
Ergebnis:	Steigleistung:	830 ft/min

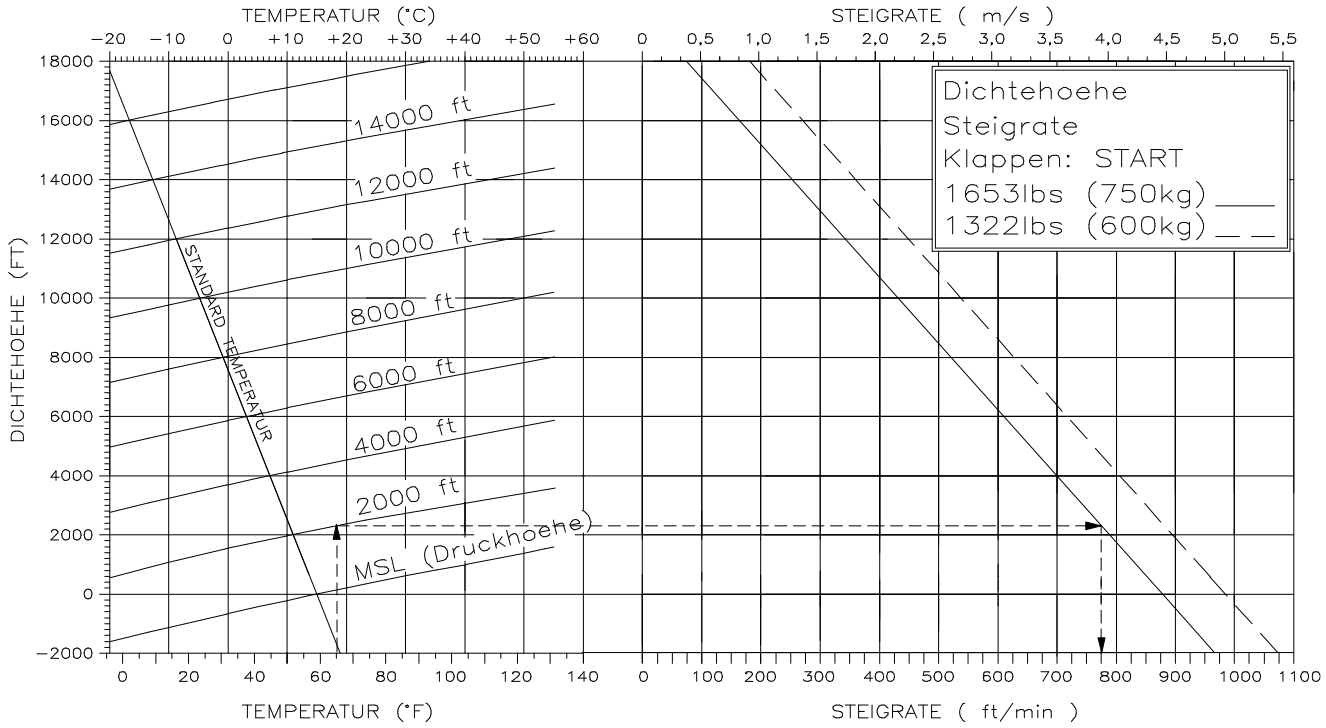
5.3.7. Abbildung 5.7(a):

ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Abbildung 5.7(b) : Steigleistung / Start

SENSENICH PROPELLER W69EK-63, W69EK7-63 und W69EK7-63G

Geschwindigkeit des besten Steigens (Klappen in Startstellung) 68 KIAS



Beispiel:	Druckhöhe:	2000 ft
	Außenlufttemperatur:	65° F
	Abflugmasse:	1653 lbs
Ergebnis:	Steigleistung:	775 ft/min

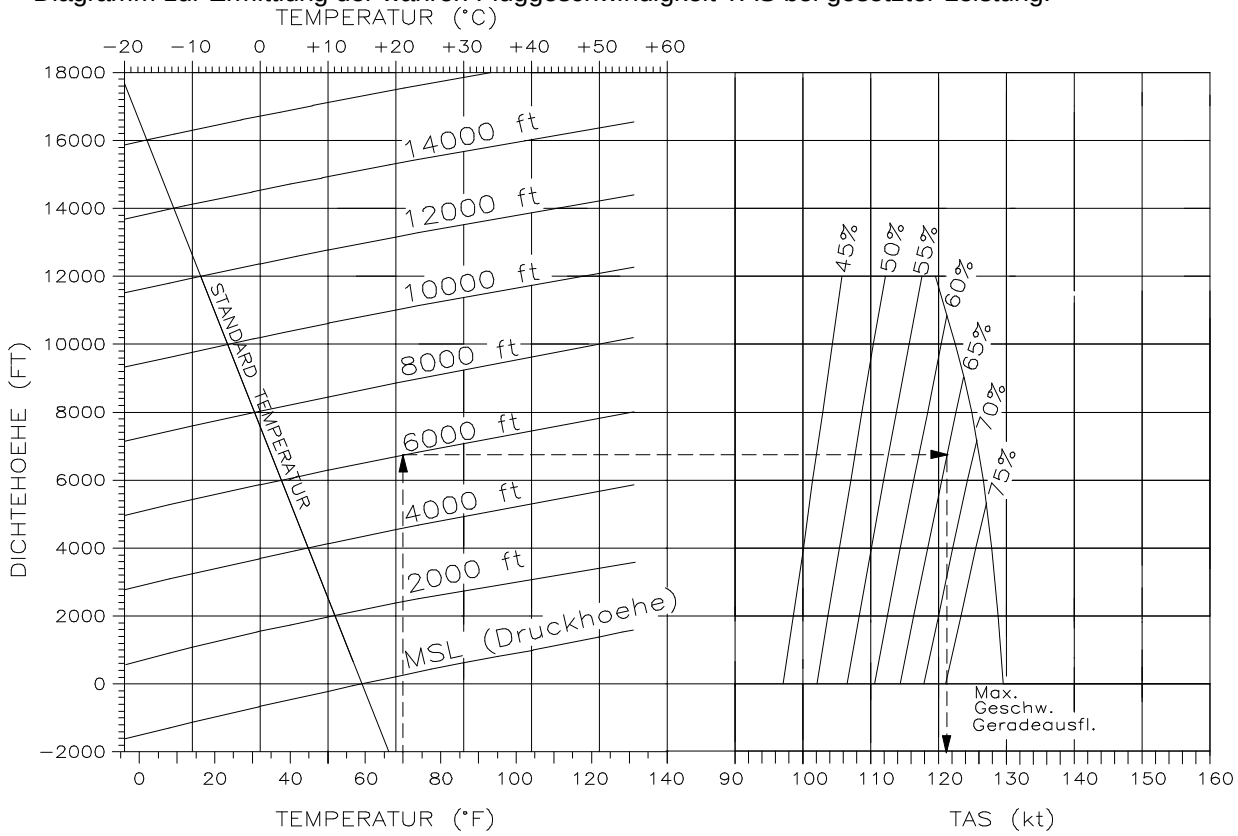
Abbildung 5.8(a):

ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Abbildung 5.8(b): Reisefluggeschwindigkeit (TAS)

SENSENICH PROPELLER W69EK-63, W69EK7-63 und W69EK7-63G

Diagramm zur Ermittlung der wahren Fluggeschwindigkeit TAS bei gesetzter Leistung.



Beispiel:	Druckhöhe:	6000 ft.
	Außenlufttemperatur:	70° F
	gesetzte Leistung:	65%
Ergebnis:	wahre Fluggeschwindigkeit (TAS):	121kts

5.3.9. Abbildung 5.9(a):

ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Abbildung 5.9(b): Maximale Flugdauer
SENSENICH PROPELLER W69EK-63, W69EK7-63 und W69EK7-63G

Tabelle zur Berechnung der maximalen Flugzeit in Abhängigkeit von der verfügbaren Treibstoffmenge

Abbildung 1: Reiseleistung, Sensenich Propeller

Press Alt	RPM	20 °C Below Standard Temp			Standard Temperature			20 °C Above Standard Temp		
ft		% bhp	KTAS	GPH	% bhp	KTAS	GPH	% bhp	KTAS	GPH
2,000	2800	87	128	8.8	83	129	8.7	80	130	8.6
	2700	78	123	7.7	74	124	6.8	72	125	6.6
	2600	69	118	6.4	66	119	6.2	64	120	6.1
	2500	61	113	5.9	59	113	5.7	57	114	5.6
	2400	54	107	5.3	52	108	5.2	50	109	5.1
4,000	2800	79	126	8.6	76	127	8.6	74	129	6.8
	2700	71	121	6.6	68	122	6.4	66	123	6.2
	2600	63	116	6.0	61	117	5.9	59	118	5.7
	2500	56	111	5.5	55	112	5.4	53	113	5.3
	2450	53	108	5.3	51	109	5.1	50	110	5.1
6,000	2800	73	125	6.7	70	126	6.5	69	128	6.4
	2700	66	120	6.2	64	121	6.0	62	123	5.9
	2600	59	115	5.7	57	116	5.6	56	117	5.5
	2500	53	110	5.2	51	111	5.1	50	112	5.0
8,000	2800	68	124	6.4	66	125	6.2	65	127	6.1
	2700	61	119	5.9	60	121	5.8	59	122	5.7
	2600	55	114	5.4	54	116	5.3	53	117	5.3
	2550	53	112	5.2	51	113	5.1	50	114	5.1
10,000	2800	64	123	6.1	63	125	6.0	61	127	5.9
	2750	61	121	5.9	60	123	5.8	59	124	5.7
	2700	58	119	5.6	57	120	5.5	56	122	5.5
	2650	55	116	5.4	54	118	5.3	53	119	5.3
	2600	53	114	5.2	51	115	5.1	51	117	5.1
12,000	2800	61	123	5.8	60	125	5.8	59	127	5.7
	2750	58	121	5.6	57	123	5.6	56	124	5.5
	2700	55	118	5.4	54	120	5.4	53	122	5.3
	2650	53	116	5.2	52	118	5.2	51	119	5.1

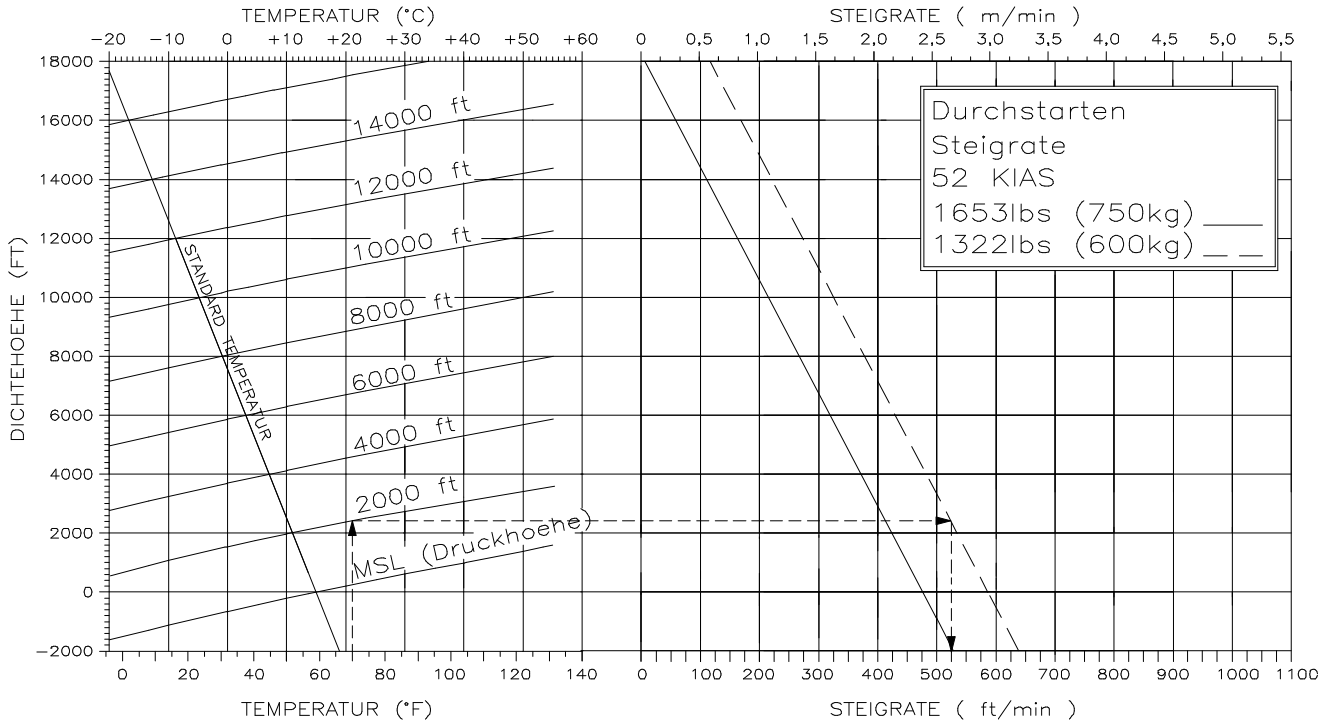
5.3.10. Abbildung 5.10(a):

ABSICHTLICH FREIGELASSEN

Abbildung 5.10(b): Steigleistung / Durchstarten

SENSENICH PROPELLER W69EK-63, W69EK7-63 und W69EK7-63G

Bedingungen: Geschwindigkeit = 52 KIAS
Klappen in Landestellung
max. Startleistung



Beispiel: Druckhöhe: 2000 ft
Außenlufttemperatur: 70°F
Ergebnis: Steigleistung beim Durchstarten: 525 ft/min

5.3.11. Landestrecke und Landerollstrecke

Bedingungen:
- Gashebel: Leerlauf
- Maximale Abflugmasse
- Anfluggeschwindigkeit: 52 KIAS
- ebene Asphaltlandebahn
- Klappen in Landestellung
- Standardeinstellungen, MSL

Landestrecke über ein 50 ft (15 m) Hindernis: etwa 1280 ft (390m)
Landerollstrecke: etwa 580 ft (177m)

Abbildung 5.11: Lande- und Rollstrecken für Höhen über MSL

Höhe über MSL	**ft.** **(m)**	**0** **(0)**	**1000** **(305)**	**2000** **(610)**	**3000** **(915)**	**4000** **(1220)**	**5000** **(1524)**	**6000** **(1829)**	**7000** **(2134)**
Landestrecke	ft.	1280	1305	1332	1360	1388	1418	1449	1481
	(m)	390	398	406	414	423	432	442	451
Landerollstrecke	ft.	581	598	616	635	654	674	695	716
	(m)	177	182	188	193	199	205	212	225

ANMERKUNG

Ein schlechter Wartungszustand des Flugzeuges, Abweichungen von den vorgeschriebenen Verfahren sowie ungünstige äußere Bedingungen (z. B. hohe Temperatur, Regen, ungünstiger Windeinfluß, rutschige Landebahn) können die Landestrecke erheblich verlängern.

5.4 LÄRMWERTE

Lärmmeßmethode	**Sensenich Propeller W69EK-63**	**Maximal erlaubt**
FAR36 Appendix G	71,4 dBA	75 dBA
ICAO Annex 16, Appendix 6	74,1 dBA	79,1 dBA
German LSL, Kapitel X	69,5 dB(A)	74,2 dB(A)

ASCHNITT 6

MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSLISTE

6.1.	**EINFÜHRUNG**	**6 - 2**
6.2.	**FLUGZEUGWÄGUNG**	**6 - 3**
	- Abbildung 6.1 Wägediagramm	**6 - 4**
	- Abbildung 6.2 Wägediagramm	**6 - 4**
	- Abbildung 6.3 Beispiel Wägebericht	**6 - 5**
6.3.	**MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT**	**6 - 6**
	- Abbildung 6.4 Beispiel Massen- und Schwerpunktbericht	**6 - 7**
6.4.	**FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE**	**6 - 8**
	- Abbildung 6.5 Beladungsdiagramm	**6 - 9**
	- Abbildung 6.6 Berechnung des Beladezustandes	**6 - 10**
	- Abbildung 6.7 Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment	**6 - 11**
6.5.	**AUSRÜSTUNGSLISTE**	**6 - 12**

6.1. EINFÜHRUNG

Um die in diesem Flughandbuch angegebenen Flugleistungen und Flugeigenschaften und einen sicheren Flugbetrieb zu erzielen, muß das Flugzeug innerhalb des in diesem Flughandbuch beschriebenen zulässigen Beladungs- und Schwerpunktbereiches betrieben werden (siehe Abschnitt 2).
Für die Einhaltung der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktgrenzwerte ist der Pilot verantwortlich. Dabei ist auch die Schwerpunktwanderung duch den Kraftstoffverbrauch während des Fluges zu berücksichtigen.
In diesem Abschnitt ist die Prozedur für die Wägung des Flugzeuges und die Berechnungsmethode zur Ermittlung der Leermassenschwerpunktlage aufgeführt.

Vor Auslieferung eines Flugzeuges wird es gewogen; entsprechend den einschlägigen Luftverkehrsvorschriften sollte die Wägung wiederholt werden. Leermasse und Schwerpunkt sind im Wägebericht und im Massen- und Schwerpunktbericht festgehalten. Der aktuelle Luftfahrzeug-Prüfbericht befindet sich am Ende dieses Abschnittes.
Im Falle einer Ausrüstungsänderung sind die Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage durch Rechnung oder Wägung zu ermitteln und im Massen- und Schwerpunktbericht festzuhalten. Die folgenden Seiten dienen als Formblätter zur Benutzung ber der Flugzeugwägung und der Berechnung der Leermassenschwerpunktlage und der Zuladung

ANMERKUNG

Nach jeder Reparatur, Neulackierung oder bei Ausrüstungsänderung ist die Leermasse entsprechend den einschlägigen Luftverkehrsvorschriften neu zu bestimmen. Leermasse, Leermassenschwerpunktlage und maximale Zuladung sind von einer befugten Person im Massen- und Schwerpunktbericht zu bescheinigen.

6.2. FLUGZEUGWÄGUNG

Wägungszustand:

- Ausrüstung gemäß Ausrüstungsliste
- Bremsflüssigkeit, Schmierstoff (6 US qt / 5.7 liters) und
- nicht ausfliegbarer Kraftstoff (2 Liter, 3.18 lbs/1.44 Kg) eingeschlossen

Zur Ermittlung der Leermasse und der Leermassenschwerpunktlage wird das Flugzeug in dem oben angegebenen Zustand mit den Hauptfahrwerksrädern und dem Bugrad auf jeweils eine Waage gestellt. Dabei ist die Rumpflängsachse und die Querachse gemäß den Abbildungen 6.1 und 6.2 auszurichten.
In dieser Lage wird jeweils von der Vorderkante der Tragflügel an der Wurzelrippe auf den Boden gelotet. Die Verbindung beider Punkte ergibt die Bezugsebene (BE). Von dieser Linie aus werden die Abstände X_1 (zum Bugrad), X_{2LH} (zum linken Hauptrad) und X_{2RH} (zum rechten Hauptrad) ermittelt.

Die folgenden Formeln werden angewendet:

Leergewichtsschwerpunktlage (X_{CG})

Leergewicht: $G = G_1 + G_{2LH} + G_{2RH}$ **lbs [kg]**

Formel für den Leergewichtsschwerpunkt:

$$X_{CG} = \frac{G_{2LH}\,(X_2 + X_{2LH}) + G_{2RH}\,(X_2 + X_{2RH})}{G_2 + G_{2LH} + G_{2RH}} - X_2$$

Leergewichtsmoment

Leergewichtsmoment **M = Leergewicht (G) *x* Leergewichtsschwerpunktlage (X_{CG})**

Die Daten sind in dem am Ende dieses Handbuches enthaltenen Wägebericht einzutragen. Der folgende Beispielwägebericht (Figure 6.3) ist nur zur Anschauung.

WICHTIGER HINWEIS

Punkte vor der Bezugsebene haben einen negativen Hebelarm.

Punkte hinter der Bezugsebene haben einen positiven Hebelarm.

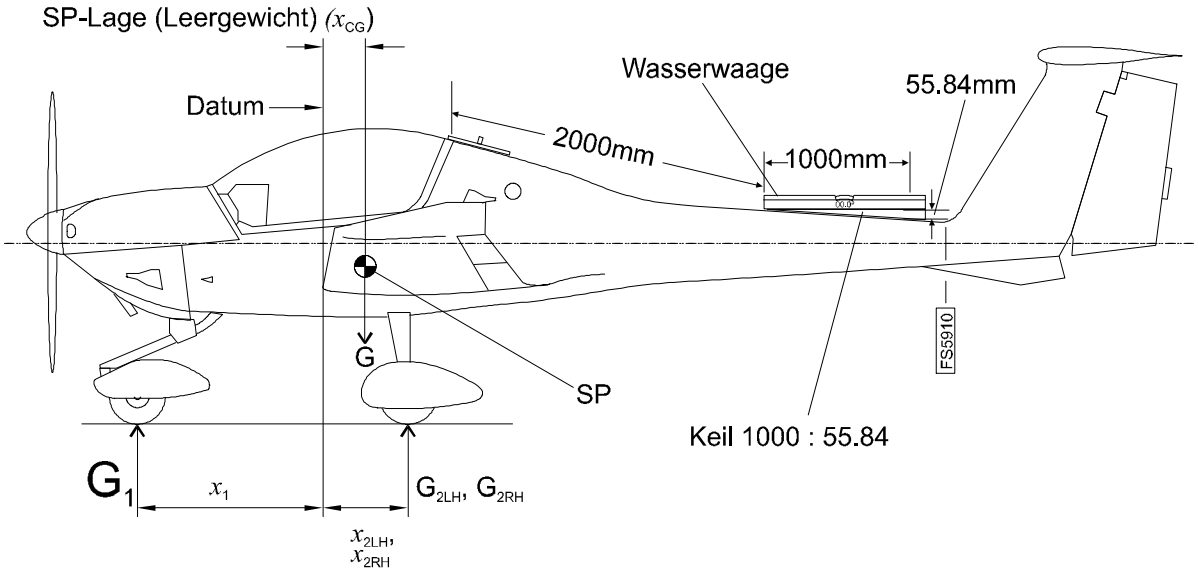


Abbildung 6.1

Legende:

X_1	=	Hebelarm zur Mitte des Bugrades
X_2	=	Hebelarm zur Mitte der Hauptfahrwerksräder (LH und RH)
G_1	=	Nettogewicht Bugrad
G_2	=	Nettogewicht der Hauptfahrwerksräder (LH und RH)
G	=	Leergewicht
X_{CG}	=	Leergewichtsschwerpunktlage (berechnet)

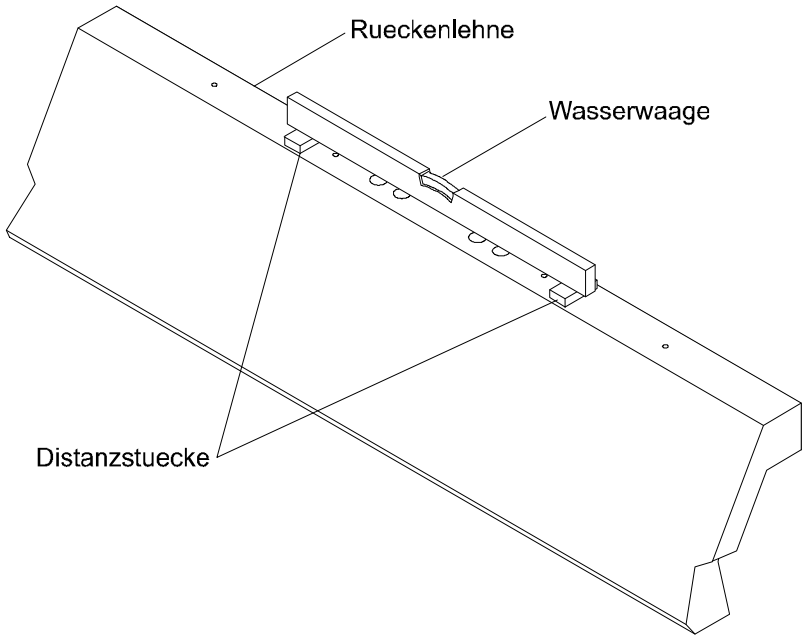


Abbildung 6.2

Abbildung 6.3. Beispiel Wägebericht
Daten nach Kennblatt und Flughandbuch

Bezugsebene: Flügelvorderkante an der Wurzelrippe.
Horizontale Bezugslinie BL: Keil, mit einem Seitenverhältnis von 1000:55.84, 2000mm (78.7 in) hinter der Kante des Haubenrahmens (siehe Abb. 6.1)

Stand der Ausrüstungsliste:_____ Grund der Wägung:_____

Grenzen des Schwerpunktbereiches:

Vorderste SP-Lage (alle Flugmassen): 7.96in (202mm) hinter BE
Hinterste SP-Lage (alle Flugmassen): 12.49 in (317mm) hinter BE

Masse- und Schwerpunktberechnung:

Wägezustand:
incl. Bremsflüssigkeit, Motoröl und nicht ausfliegbarem Kraftstoff (Typ 2 System, 2 l nicht ausfliegbar, 1.44 kg (3.18 lbs)

Leermasse: Hebelarm: (gemessen)

Auflage	Brutto kg (lbs)	Tara kg (lbs)	Netto kg (lbs)	Hebelarm m (in)
Bugrad G				X =
L H-Rad G_{LH}				X_{LH} =
R H-Rad G_{RH}				X_{RH} =
Leergewicht (G)				

Leergewichtsschwerpunkt (X_{CG}):

Formel für Leergewichtsschwerpunkt:

$$X_{CG} = \frac{G_{LH}\,(X + X_{LH}) + G_{RH}\,(X + X_{RH})}{G + G_{LH} + G_{RH}} - X = \_\_\_\_\_$$

Leergewichtsmoment:

Leergewichtsmoment (M) = Leergewicht (G) x Leergewichts-SP (X_{CG}) = _____

(Positives Ergebnis bedeutet SP hinter BE)

Berechnung der maximal zulässigen Zuladung:

Maximales Gewicht kg (lbs)	750 kg (1653 lbs)
Leergewicht kg (lbs)	
Maximale Zuladung kg (lbs)	

Leergewicht (G): kg (lbs)	Leergewichtsmoment (M): kg·m (in·lbs)	
Ort / Datum	Prüfstempel	Unterschrift des Prüfers

6.3. MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHT

Die vor der Auslieferung ermittelte Leermasse und die Leermassenschwerpunktlage sind die ersten Eintragungen im Massen- und Schwerpunktbericht. Jede Änderung der fest eingebauten Ausrüstung, sowie jede Reparatur am Flugzeug, dur die Leermasse die Leermassenschwerpunktlage oder der Leermassenhebelarm beeinflußt wird, muß im Massen- und Schwerpunktbericht (siehe Ende dieses Abschnittes) festgehalten werden. Das folgende Beispiel eines Massen und Schwerpunktberichtes dient nur der Anschauung.

Wenn Sie eine Massen- und Schwerpunktberechnung durchführen, müssen Sie sicherstellen, dass Sie die neuesten Gewichts- und Schwerpunktinformationen verwenden.

Abbildung 6.4: Beispiel Massen- und Schwerpunktbericht

DA 20 KATANA				**Serial No.:**			**Registration:**			**Page No.:**	
				Changes of Weight						**Actual**	
Date	**Entry No.**		**Description of Part or Modification**	**Addition (+)**			**Subtraction (-)**			**Empty W**	
	IN	**OUT**		Weight lbs (kg)	Arm in (m)	Moment in.lbs (kg.m)	Weight lbs (kg)	Arm in (m)	Moment in.lbs (kg.m)	Weight lbs (kg)	Arm in (m)
			Original								

Continuous report of structural changes or change of equipment

6.4. FLUGMASSE UND SCHWERPUNKTLAGE

Die folgenden Angaben sollen Ihnen ermöglichen, Ihre DA 20-C1 innerhalb der vorgeschriebenen Massen- und Schwerpunktgrenzen zu betreiben.

Zur Berechnung der Flugmasse und der Schwerpunktlage sind die folgenden Diagramme

Abbildung 6.5 Beladungsdiagram

Abbildung 6.6 Berechnung des Beladungszustandes

Abbildung 6.7 Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment

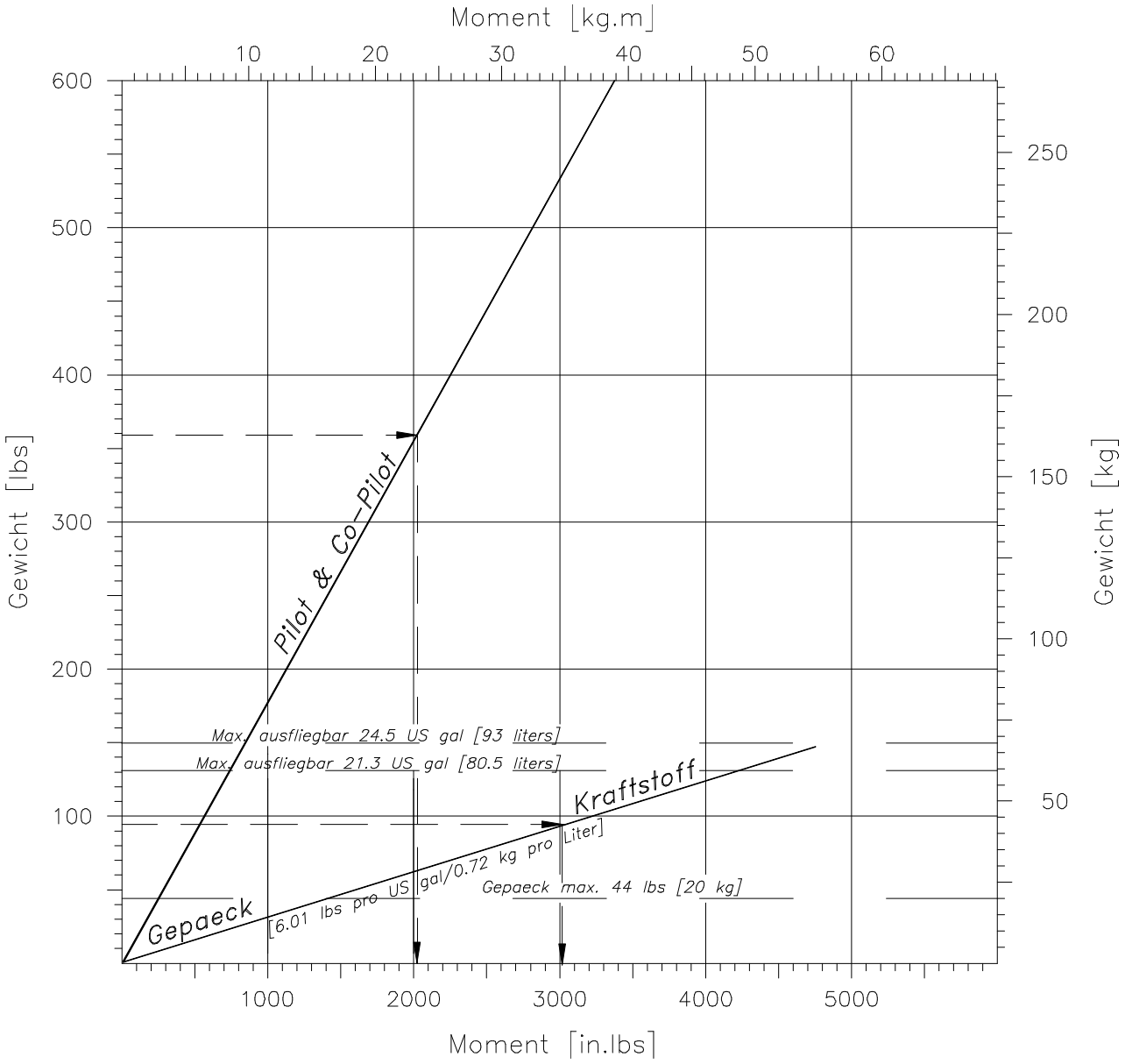
wie folgt zu verwenden

1. Die Leermasse und das Leermassenmoment Ihres Flugzeuges dem Wägebericht oder dem Massen- und Schwerpunktbericht entnehmen und in die entsprechenden mit “Ihre DA 20” überschriebenen Spalten der Abb. 6.6 “Berechnung des Beladezustandes” eintragen.

2. Mit Hilfe des Beladungsdiagrammes (Abb. 6.5) das Moment für jedes Teil der Zuladung bestimmen und diese Momente in die zugehörige Spalte in Abb. 6.4 eintragen.

3. Die Massen und Momente der jeweiligen Spalten addieren (Pkt. 4 und Pkt. 6 in Abb. 6.6) und die Summen in Abb. 6.5 “Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment” eintragen um zu prüfen, ob Sie innerhalb der zulässigen Grenzen liegen.

Abbildung 6.5: Beladungsdiagramm



Beispiel: Pilot und Passagier: 359 lbs. (163 kg)

Kraftstoff 14.0 US gal. / 52.9 Liter: 93 lbs. (42 kg)

(6.01 lbs. per US gal./0.72 kg per Liter)

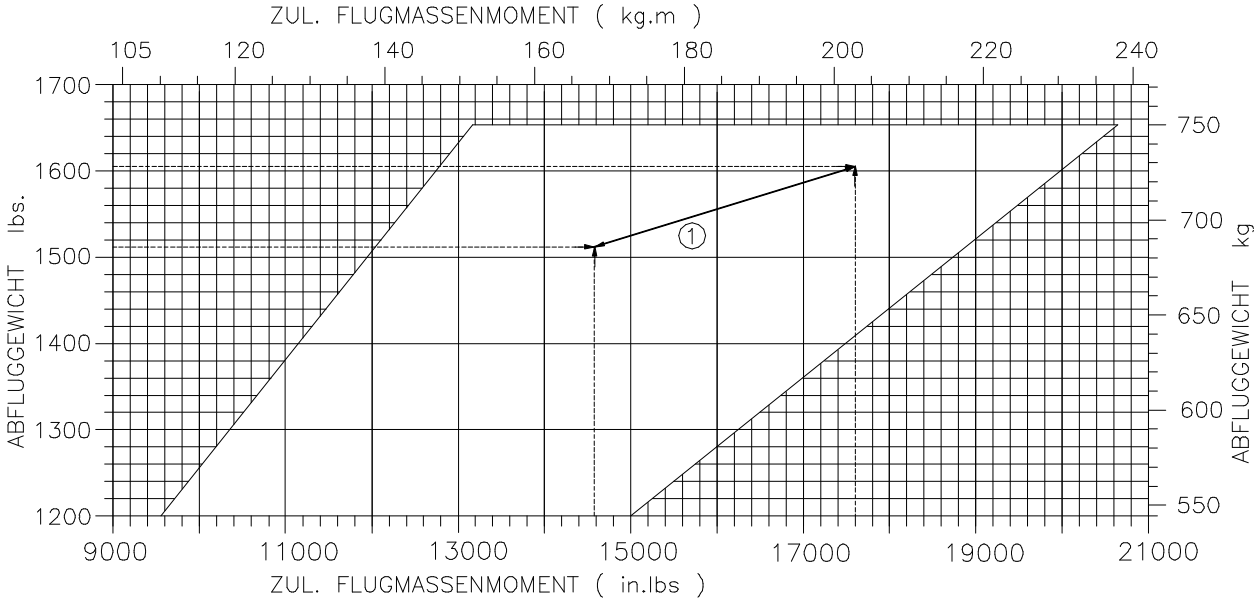
Ergebnis: Moment von Pilot und Passagier: 2021 in.lbs. (24.4 kgm)

Moment vom Kraftstoff: 3017 in.lbs. (34.8 kgm)

Abbildung 6.6: Berechnung des Beladezustandes

Berechnung des Beladungszustand	***DA 20 (Beispiel)***		**Ihre DA 20**	
	Weight [lbs] (Weight [kg])	Moment [in.lbs] ([kgm])	Weight [lbs] (Weight [kg])	Moment [in.lbs] ([kgm])
1. Leermasse (Flugzeugdaten aus der Ausrüstungsliste entnehmen, inkl. nicht ausfliegbarem Kraftstoff und Schmierstoff	1153 (523)	12562 (144.740)		
2. Pilot und Passagier: Hebelarm: 0.143 m (5.63 in)	359 (163)	2021 (23.286)		
3. Gepäck: Hebelarm: 0.824 m (32.44 in)	-- (--)	-- (--)		
4. Gesamtmasse und Gesamtmoment (Summe von 1. bis 3.)	**1512 (686)**	**14583 (168.026)**		
5. Mitgeführter ausfliegbarer Kraftstoff (6.01 lbs. pro US gal./0.72 kg pro liter) Hebelarm 0.824 m (32.44 in)	93 (42)	3017 (34.762)		
6. Gesamtmasse und Gesamtmoment inkl. Kraftstoff (Summe von 4. u. 5.)	**1605 (728)**	**17600 (202.788)**		
7. Die Werte für die Gesamtmasse (1512 lbs. und 1605 lbs.) und das Gesamtmoment (14583 in.lbs. und 17600 in.lbs.) im Schwerpunktbereich-Diagramm suchen. Da sie in den zulässigen Bereich fallen, ist der Beladezustand erlaubt.				

Abbildung 6.7: Zulässiger Schwerpunktbereich und zulässiges Flugmassenmoment



(1.) Berechnung mit den Beispieldaten aus Abbildung 6.6. Schwerpunktwanderung aufgrund des Kraftstoffverbrauches während des Fluges.

6.5. AUSRÜSTUNGSLISTE

Die folgende Tabelle beeinhaltet alle Ausrüstungsgegenstände die für Ihr Flugzeug vorhanden sind. Ein Verzeichnis der tatsächlich in Ihrem Flugzeug eingebauten Ausrüstung finden Sie am Ende dieses Abschnittes.

Die Ausrüstungsliste enthält folgende Daten:

- Die Ausrüstungsteilnummer, bestehend aus einer Gruppennummer und einer laufenden Nummer
- Gewicht und Hebelarm des Gegenstandes in den Spalten “Masse” und “Hebelarm”

ANMERKUNG

Wird Zusatzausrüstung eingebaut, so muß diese in Übereinstimmung mit den Angaben im Wartungshandbuch erfolgen. Die Spalten “Masse” und “Hebelarm” geben die Masse und die Schwerpunktlage des Ausrüstungsteils zur Bezugsebene an. Positive Werte sind Entfernungen hinter der Bezugsebene, negative Hebelarme ergeben sich für Entfernungen vor der Bezugsebene.

Ausrüstungsliste

Teile-nummer	Beschreibung Hersteller/Modell-Nr.	Masse lbs (kg)	Hebelarm in (m)
22-001	Autopilot Turn Coordinator/Roll Computer S-TEC 01260-12-0-14	2.2 (1.0)	-16.4 (-0.42)
22-002	Autopilot Pitch Computer S-TEC 01261-54-14	1.1 (0.5)	-27.4 (-0.68)
22-003	Autopilot Roll Servo S-TEC 0105-R2	2.9 (1.3)	+43.5 (+1.11)
22-004	Autopilot Pitch Servo S-TEC 0107-P4	2.9 (1.3)	+43.5 (+1.11)
23-001	GPS Antenna King KA 92	0.4 (0.1)	+64.0 (+1.63)
34-001	Encoder SSD 120-20	0.8 (0.4)	-22.5 (-0.57)
34-002	Encoder SSD 120-30	0.6 (0.3)	-22.5 (-0.57)
31-001	Hour Meter Hobbs 85000	0.5 (0.2)	-15.5 (-0.39)
34-003	Nav Indicator King KI 208	1.1 (0.5)	-16.4 (-0.42)
34-004	Outside Air Temperature Indicator (F) Davtron 301F	0.5 (0.2)	-15.5 (-0.39)
34-005	Outside Air Temperature Indicator (C) Davtron 301C	0.5 (0.2)	-15.5 (-0.39)
23-002	Intercom PS Engineering PM501	0.5 (0.2)	-15.5 (-0.39)
23-003	Nav / Com Bendix/King KX 125	3.9 (1.8)	-20.5 (-0.52)
34-006	Transponder Bendix/King KT 76A	3.0 (1.4)	-20.5 (-0.52)
34-007	GPS Garmin GPS150	2.1 (1.0)	-20.5 (-0.52)
34-008	GPS Bendix/King KLN 35A	2.1 (1.0)	-20.5 (-0.52)
25-001	Emergency Locator Transmitter EBC 502	2.8 (1.3)	+44.8 (+1.14)
23-004	VHF Comm Antenna Comant CI 122	0.5 (0.2)	+43.5 (+1.11)
23-005	Audio Panel Bendix/King KA 134	0.8 (0.4)	-16.4 (-0.42)
34-009	Nav Indicator King KI 209	1.2 (0.5)	-17.4 (-0.44)
23-006	Audio Panel w/ Marker Receiver Bendix/King KMA 24	1.7 (0.8)	-17.2 (-0.44)
23-007	Nav / Com w/ GS Bendix/King KX 155	5.5 (2.5)	-19.5 (-0.49)
34-010	Transponder Antenna KA 60	0.2 (0.1)	+54.1 (+1.37)

Ausrüstungsliste

Teile-nummer	Beschreibung Hersteller/Modell-Nr.	Masse lbs (kg)	Hebelarm in (m)
23-008	GPS/Comm Bendix/King KLX 135A	4.4 (2.0)	-20.5 (-0.52)
31-002	Chronometer Davtron M800	0.2 (0.1)	-15.5 (-0.39)
34-021	Marker Beacon Antenna KA 26	0.5 (0.2)	+13.6 (+0.35)
34-011	Altimeter United 5934PD3	0.9 (0.4)	-16.4 (-0.42)
34-012	Compass Airpath C2300L4	0.8 (0.3)	-15.0 (-0.38)
34-013	Turn Coordinator EGC 1394T100-7Z	1.2 (0.5)	-16.4 (-0.42)
24-001	Ammeter VDO 190-031SB	0.2 (0.1)	-16.4 (-0.42)
78-001	EGT Indicator 22-7720-00-02	0.3 (0.1)	-15.5 (-0.39)
73-001	Fuel Pressure Indicator 22-7330-00-01	0.3 (0.1)	-15.5 (-0.39)
77-001	Cylinder Head Temp. Indicator 22-7720-00-00	0.3 (0.1)	-16.4 (-0.42)
28-001	Fuel Quantity Indicator 22-2840-00-00	0.2 (0.1)	-16.4 (-0.42)
28-002	Auxiliary Fuel Quantity Indicator VDO 301-035	0.2 (0.1)	-16.4 (-0.42)
79-001	Oil Pressure Indicator 22-7930-00-03	0.3 (0.1)	-16.4 (-0.42)
79-002	Oil Temperature Indicator 22-7930-00-01	0.3 (0.1)	-16.4 (-0.42)
34-014	Airspeed Indicator United 8000B800	0.7 (0.3)	-16.4 (-0.42)
34-015	Vertical Speed Indicator United 7000	0.8 (0.4)	-16.4 (-0.42)
77-002	RPM Indicator 22-7710-20-00 or Mitchell CD-122-4020	0.8 (0.4)	-16.4 (-0.42)
77-003	RPM Indicator – Recording Superior Labs SL1010-55000-13-N00	0.8 (0.4)	-16.4 (-0.42)
77-004	Vision Microsystems VM-1000 4010050 Main Display	0.8 (0.4)	-16.4 (-.42)
77-005	Vision Microsystems VM-1000 4010320 Fuel Display	0.2 (0.1)	-16.4 (-.42)
77-006	Vision Microsystems VM-1000 4010055 EC 100	0.7 (0.3)	-16.4 (-.42)
77-007	Vision Microsystems VM-1000 4010066 Data Processing Unit	1.3 (0.6)	-20 (-.51)
34-016	Artificial Horizon Sigma Tek 23-501-06-16	2.0 (0.9)	-16.4 (-0.42)

Ausrüstungsliste

Teile-nummer	Beschreibung Hersteller/Modell-Nr.	Masse lbs (kg)	Hebelarm in (m)
34-017	Artificial Horizon Sigma Tek 23-501-035-5	2.3 (1.0)	-16.4 (-0.42)
34-018	Directional Gyro Sigma Tek 1U262-001-39	2.6 (1.2)	-16.4 (-0.42)
34-019	Directional Gyro Sigma Tek 1U262-007-40	2.7 (1.2)	-16.4 (-0.42)
34-020	Vacuum Guage Varga 5001	0.3 (0.1)	-16.4 (-0.42)
32-001	Wheel Fairing, Main Gear RH 22-3210-06-00 , LH 22-3210-05-00	2.7 (1.2)	+27.6 (+0.70)
	Wheel Fairing, Nose Gear 20-3220-13-00	2.7 (1.2)	-44.8 (-1.14)
25-002	Seat Cushion, standard RH 22-2510-20-00 , LH 22-2510-19-00	4.5 (2.1)	+12.0 (+0.30)
25-003	Seat Cushion, leather RH 22-2510-10-00 , LH 22-2510-09-00	5.6 (2.6)	+12.0 (+0.30)
25-004	ABSICHTLICH FREIGELASSEN		
25-005	Fire Extinguisher TOTAL 0074-00	4.4 (2.0)	+28.0 (+0.71)
61-001	ABSICHTLICH FREIGELASSEN		
61-002	Propeller and Spinner Sensenich W69EK-63, W69EK7-63, W69EK7-63G	11.9 (5.4)	-60.8 (-1.54)
24-002	EPU Kit Diamond Service Bulletin # DAC1-24-02	4.5 (2.0)	+45.6 (+1.16)
33-001	Recognition Light Kit Diamond Service Bulletin # DAC1-33-01	2.5 (1.1)	0 (0)
33-002	Light Dimmer Module White Wire WW-LCM 001	0.6 (0.3)	-16.4 (-0.42)
33-003	Flood Light Aero Enhancements	0.6 (0.3)	-16.4 (-0.42)
24-003	Battery, GIL G-35M Diamond Service Bulletin # DAC1-24-03	26.3 (11.9)	+57.5 (+1.46)
24-004	Battery, standard Yuasa Y50N18L-A-CX	15.3 (6.9)	+57.5 (+1.46)
71-001	Heater Tanis TAS100-29	1.1 (0.5)	+45.5 (+1.16)
71-002	Winter Kit Diamond Service Bulletin # DAC1-71-01	0.4 (0.2)	-33.5 (-0.85)

ABSCHNITT 7

BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES

UND SEINER SYSTEME

7.1	**EINFÜHRUNG**	**7–2**
7.2	**ZELLE**	**7–2**
7.3	**STEUERUNG**	**7–3**
7.4	**INSTRUMENTENBRETT**	**7–6**
7.5	**FAHRWERK**	**7–8**
7.6	**SITZE UND SICHERHEITSGURTE**	**7–10**
7.7	**GEPÄCKRAUM**	**7–10**
7.8	**KABINENHAUBE**	**7–11**
7.9	**TRIEBWERK**	**7–12**
7.10	**KRAFTSTOFFSYSTEM**	**7–15**
7.11	**ELEKTRISCHE ANLAGE**	**7–19**
7.12	**STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM**	**7-22**
7.13	**ÜBERZIEHWARNUNG**	**7-22**
7.14	**AVIONIK**	**7-22**

7.1 EINFÜHRUNG

Abschnitt 7 enthält die Beschreibung des Flugzeuges sowie seiner Systeme und Anlagen mit Benutzerhinweisen. Details über Zusatzeinrichtungen und -ausrüstung finden sich in Abschnitt 9 (Ergänzung).

7.2 ZELLE

7.2.1. Rumpf

Der GFK-Rumpf ist in Halbschalenbauweise hergestellt. Die Brandschutzverkleidung des Brandspantes besteht aus einer besonders feuerhemmenden Keramikfaser, die auf der Motorseite durch ein rostfreies Stahlblech abgedeckt ist. Der Hauptrumpfspant ist in GFK/CFK-Bauweise hergestellt.
Das Instrumentenbrett besteht aus Aluminium.

7.2.2. Tragflächen

Die GFK-Flügel sind in Halbschalen-Sandwichbauweise gefertigt und enthalten einen CFK-Holm. Die Querruder und Landeklappen bestehen aus CFK und sind mittels Stahl- und Aluminium-Beschlägen am Flügel befestigt.
Die Flügel-Rumpfverbindung erfolgt durch je drei Bolzen. Die sogenannten A- und B-Bolzen sind an der Wurzelrippe des Rumpfes befestigt. Der A-Bolzen ist vor dem Holmtunnel platziert, der B-Bolzen befindet sich in der Nähe der Tragflächenhinterkante. Die beiden Hauptbolzen sind in der Mitte des Holmtunnels (Hauptspant) platziert. Sie sind zwischen den Rückenlehnen zugänglich und können von der Vorderseite eingesetzt werden. Eine federbelastete Befestigung verriegelt beide Bolzengriffe und sichert sie hierdurch.

7.2.3. Leitwerk

Seitenruder und Höhenleitwerk sind in Halbschalen-Sandwichbauweise hergestellt. In der Seitenflosse befindet sich eine Dipol-Antenne für das VHF-Funkgerät (COM), die Höhenflosse enthält eine Antenne für die Navigationsausrüstung (VOR).

7.3 STEUERUNG

Die Betätigung der Querruder und des Höhenruders erfolgt über Stoßstangen, das Seitenruder wird über Steuerkabel angelenkt. Die Landeklappen haben drei Stellungen (Reise [CRUISE], Start [T/O] und Landung [LDG]) und werden elektrisch betätigt. Der Schalter für die Landeklappen befindet sich am Instrumentenbrett. Die Landeklappensteuerung ist zusätzlich mit einer manuellen Sicherung ausgerüstet. Höhenruderkräfte können durch die elektrische Trimmung ausgeglichen werden.

7.3.1. Trimmung

Die elektrische Trimmung wird über einen Kippschalter, der auf der Mittelkonsole hinter den Triebwerksbedienhebeln oder am Steuerknüppel platziert ist, betätigt. Die digitale Kontrollanzeige zur aktuellen Trimmposition ist in der Mitte des Instrumentenbrettes angebracht.
Der Schalter aktiviert einen elektrischen Stellmotor neben der vertikalen Stoßstange in der Seitenflosse. Dieser übt über eine Feder eine Kraft auf die Höhenrudersteuerung aus. Der entsprechende Sicherungsschalter befindet sich in der Sicherungsleiste und kann gegebenenfalls manuell gezogen werden.

Schalter nach vorn = kopflastig

7.3.2. Landeklappen

Die Landeklappen werden durch einen Elektromotor angetrieben. Sie werden über einen Bedienschalter mit drei Stellungen am Instrumentenbrett betätigt. Die drei Stellungen des Schalters entsprechen jeweils den Stellungen der Landeklappen, wobei für die Reisestellung der Schalter ganz oben steht. Wird der Schalter in eine andere Stellung gebracht, bewegen sich die Landeklappen automatisch so lange, bis sie die am Schalter vorgewählte Stellung erreicht haben. Die Stellungen Reise (ganz eingefahren) und Landung (ganz ausgefahren) sind außerdem zusätzlich durch eine Endabschaltung gegen das Überfahren der Endstellung gesichert.
Der elektrische Landeklappenantrieb ist mittels eines Sicherungsautomaten (5 Amp) abgesichert, der sich in der Sicherungsleiste befindet und ebenfalls manuell abgeschaltet werden kann.

7.3.3. Landeklappenanzeiger

Die jeweilige Landeklappenstellung wird über drei Kontrollampen neben dem Landeklappenschalter angezeigt.

Klappenposition	Lampe	Winkel
CRUISE	grün	0°
T/O	gelb	15°
LDG	gelb	45°

Leuchten zwei Lampen gleichzeitig auf, so bewegt sich die Klappe gerade zwischen den beiden Positionen.

7.3.4. Pedalverstellung

ANMERKUNG

Die Pedale dürfen nur am Boden verstellt werden.

Durch Ziehen des schwarzen T-Griffes, der vor dem Steuerknüppel liegt, werden die Pedale für die Seitenruder und Fußspitzenbremsen entriegelt.

Vorstellen: Durch leichtes Ziehen am T-Griff die Verriegelung lösen und mit den Füßen die Pedale nach vorne drücken.

Zurückstellen: Mit dem T-Griff die Pedale in die gewünschte Position zurückziehen.

ANMERKUNG

Nach dem Loslassen des T-Griffes sind die Pedale mit den Füßen soweit nach vorne zu drücken, bis sie in die nächste Verriegelung einrasten.

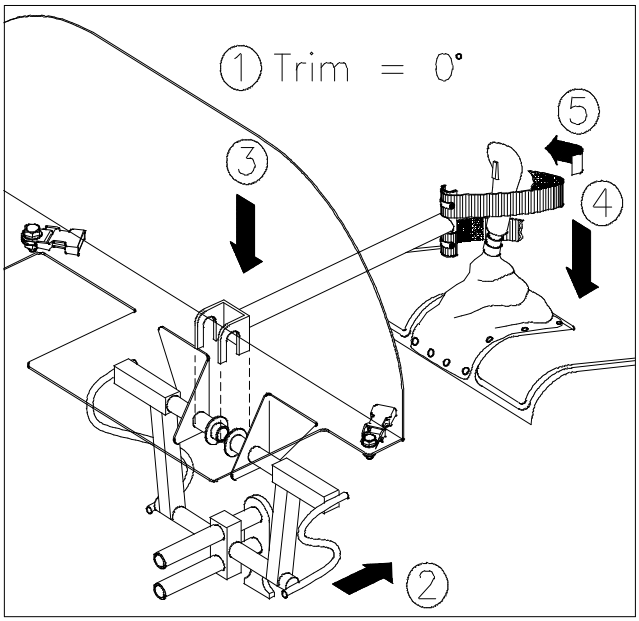
7.3.5. Steuerungsarretierung

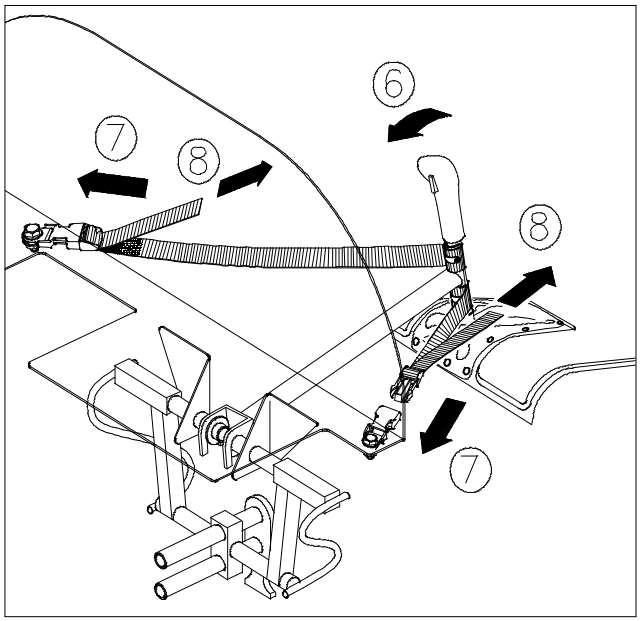
Eine Steuerungsarretierung (P/N 20-1000-01-00) wird bei jedem Flugzeug mitgeliefert und sollte immer dann eingesetzt werden, wenn das Flugzeug abgestellt wird.

ANMERKUNG

Die Steuerungsarretierung verhindert am geparkten Flugzeug Schäden an der Steuerung, die durch Windböen oder Turbulenzen verursacht werden können.

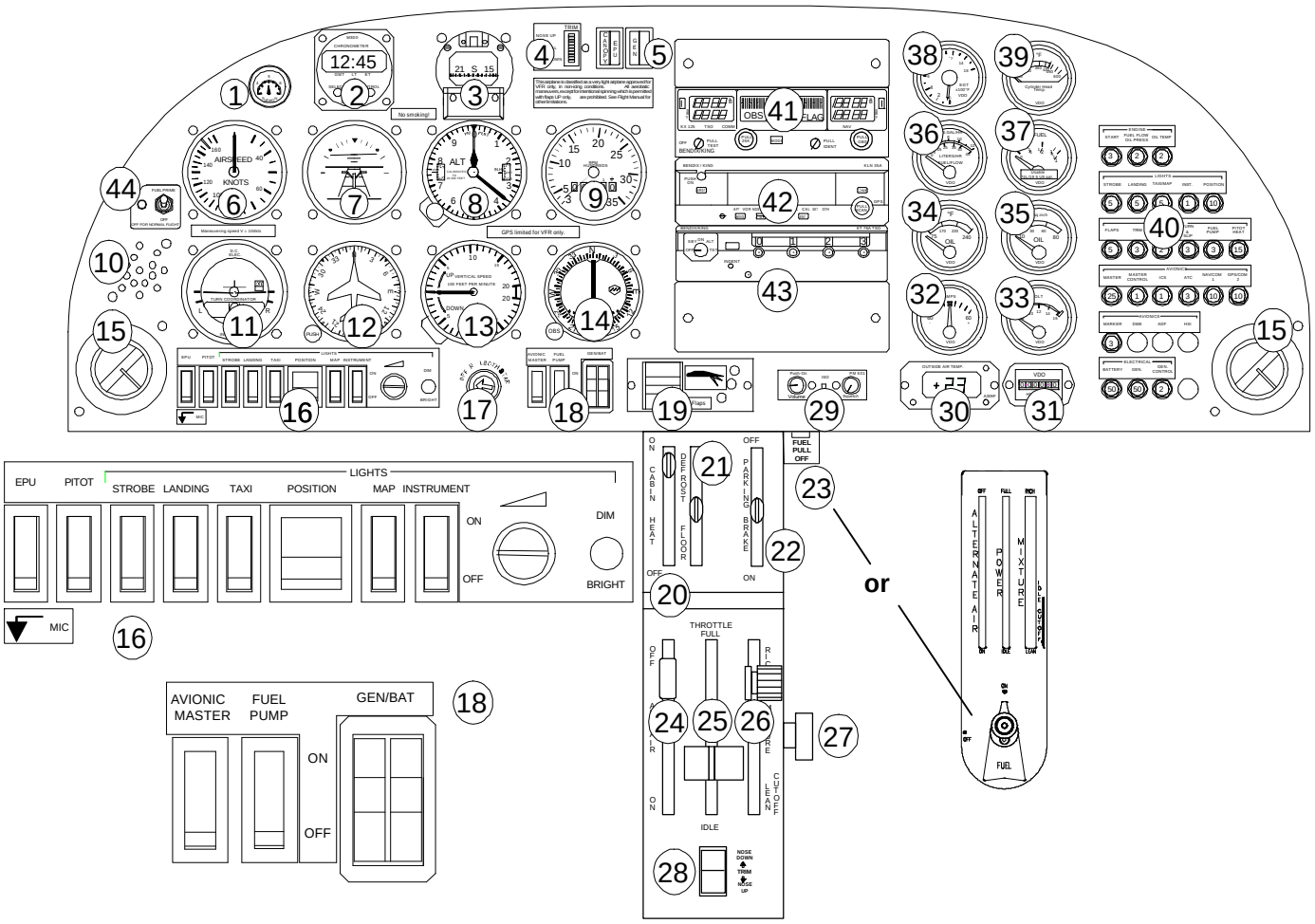
Einbau und Entfernen der Steuerungsarretierung:





1. Das Flugzeug neutral trimmen.
2. Die linken Pedale ganz nach hinten ziehen und prüfen, dass sie eingerastet sind.
3. Das Ende der Steuerungsarretierung an den Pedalen befestigen (siehe Abbildung).
4. Die Ledermanschette am Steuerknüppel nach unten schieben und den Knüppel gegen die Steuerungsarretierung drücken.
5. Die Gurte wie dargestellt um den Knüppel herumführen und nach vorne ziehen.
6. Die Gurte an den links und rechts am Instrumentenbrett angebrachten Verschlüssen befestigen.
7. Die Gurte nach Bedarf spannen. Der Gurt sollte fest sitzen, um die Steuerung ordentlich zu sichern.
8. **ZUM ENTFERNEN**, den Steuerknüppel nach vorn drücken (um die Gurte zu entspannen). Gurte vom Instrumentenbrett lösen, Steuerungsarretierung entfernen und sicher verstauen.

7.4 INSTRUMENTENBRETT



#	Beschreibung	#	Beschreibung	#	Beschreibung	#	Beschreibung
1.	Vacuumanzeige	12.	Kurskreisel	23.	Brandhahn	34.	Öltemperaturanz.
2.	Uhr (optional)	13.	Variometer	24.	Alternate Air Hebel	35.	Öldruckanzeige
3.	Magnetkompass	14.	VOR-Anzeige (CDI)	25.	Gashebel	36.	Kraftstoffdruckanz.
4.	Trimmungsanzeige	15.	Frischluftdüse	26.	Gemischhebel	37.	Kraftstoffanzeige
5.	I-Brett Beleuchtung	16.	Schalterleiste	27.	Hebelreibung	38.	Abgastemperatur
6.	Fahrtmesser	17.	Zündungsschalter	28.	Trimmschalter	39.	Zylinderkopftemp.
7.	Künstl. Horizont	18.	Hauptschalter	29.	Intercom	40.	Sicherungen
8.	Höhenmesser	19.	Klappenschalter	30.	Außenluftthermometer	41.	COM / NAV
9.	Drehzahlmesser	20.	Kabinenheizung	31.	Betriebsstundenzähl.	42.	GPS
10.	Überziehwarnung	21.	Heiz: Haube/Fußr.	32.	Ampéremeter	43.	Transponder
11.	Wendezeiger	22.	Parkbremse	33.	Voltmeter	44.	Anlaßeinspritzung

7.4.1. Fluginstrumente

Die Flugüberwachungsinstrumente sind auf der Pilotenseite im Instrumentenbrett angebracht.

7.4.2. Kabinenheizung

Das Kabinenheizungs- und Scheibenenteisungssystem leitet Stauluft um den Schalldämpfer herum direkt zum Warmluftventil. Die warme Luft wird von da aus, entsprechend der Stellung des Heizungswahlhebels, entweder in die Scheibenenteisungsdüsen oder in den Fußraum geleitet.
Der Hebel für die Kabinenheizung befindet sich in der Mittelkonsole und dient zur Regulierung des Luftstroms.

Hebel unten = Kabinenheizung VOLL AN

Der Heizungswahlhebel bestimmt, wohind die warme Luft gehen soll.

Hebel unten = die gesamte warme Luft strömt in den Fußraum

7.4.3. Kabinenbelüftung

Mit der Kabinenbelüftung kann durch die zwei verschließbaren Düsen im Instrumentenbrett Frischluft in die Kabine geleitet werden. Zusätzlich können zwei Seitenfenster zur zusätzlichen Belüftung geöffnet werden.

7.5 FAHRWERK

Das Fahrwerk besteht aus zwei Haupträdern die an einer gefederten Aluminiumschwinge montiert sind und einem geschleppten, frei beweglichen Bugrad. Die Federung der Bugradschwinge erfolgt über ein Elastomerpaket.

7.5.1. Radbremsen

Hydraulisch betätigte Scheibenbremsen wirken auf die Räder des Hauptfahrwerks. Die Radbremsen werden über Fußpedale entweder auf der Piloten- oder Copilotenseite einzeln betätigt. Wenn auf der Pilotenseite das Bremssystem für das linke oder rechte Rad ausfällt, so fällt auch das entsprechende Bremssystem auf der Copilotenseite aus. Fällt auf der Copilotenseite der Hauptbremszylinder oder die Zuleitung zum Hauptbremszylinder des Piloten aus, so ist das Bremssystem des Piloten immer noch funktionsfähig.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn die Füße auf die Bremspedale gesetzt werden ist darauf zu achten, dass die Füße nicht durch die darüberliegende Struktur behindert werden. Dies könnte zu einer Beeinträchtigung der Bremswirkung führen.

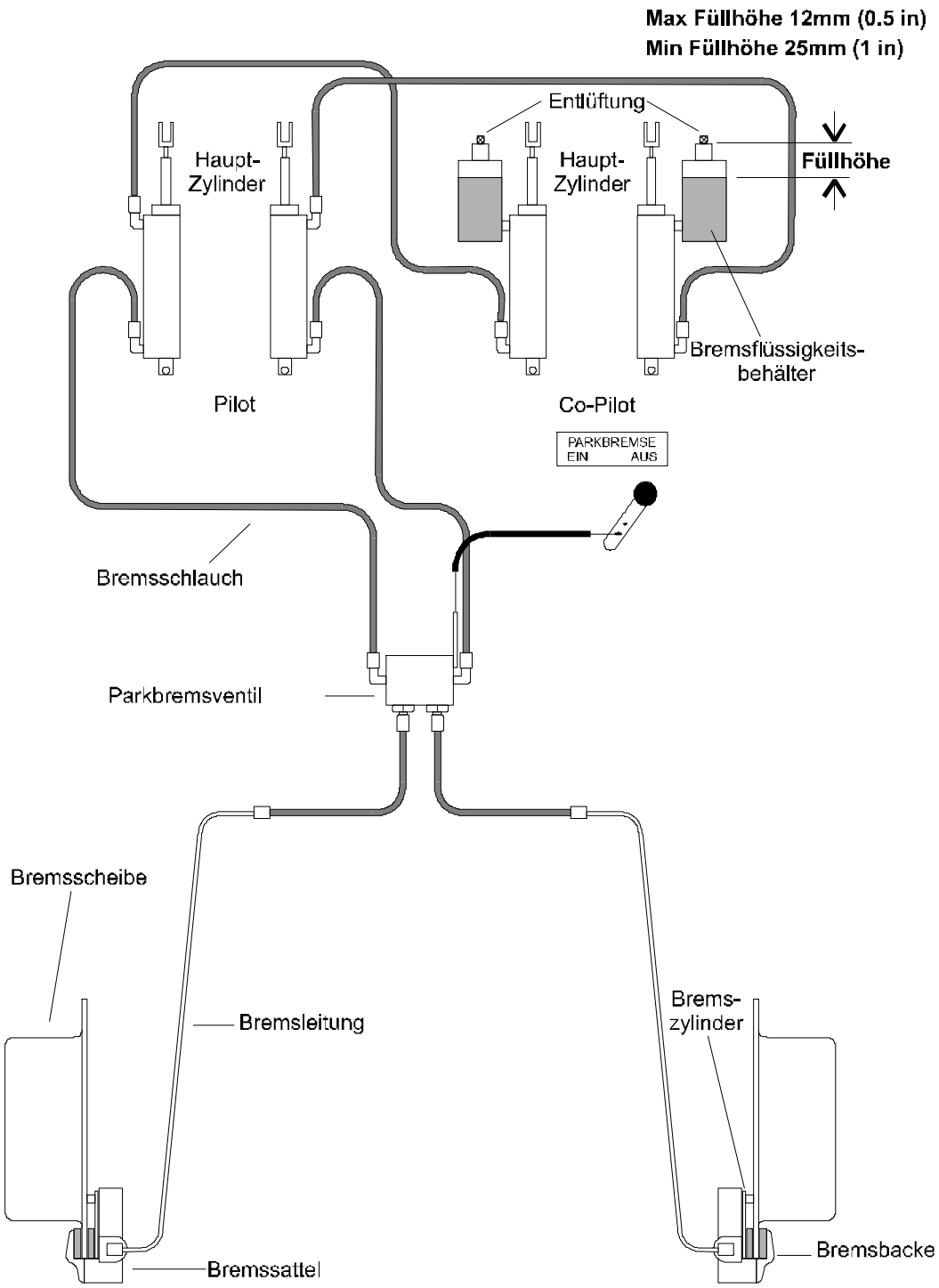
7.5.2. Parkbremse

Der Hebel für die Parkbremse befindet sich in der Mittelkonsole vor dem Gashebel und wird zum Lösen der Bremse nach oben gedrückt. Um die Parkbremse zu Betätigen muß der Hebel ganz nach unten gezogen werden. Nun wird mit den Fußpedalen im Bremssystem ein Bremsdruck aufgebaut, der bis zum Lösen der Bremse bestehen bleibt.
Zum Lösen der Parkbremse sind vor dem Betätigen des Hebels die Fußpedale zu betätigen.

ANMERKUNG

Wenn das Flugzeug länger als 12 Stunden abgestellt werden soll, sind die Hauptfahrwerksräder mit Bremsklötzen zu sichern. Bei Unsicherheit über die Wetterbedingungen sollten zusätzlich Erdanker verwendet werden.

Bremssystem



7.6 SITZE UND SICHERHEITSGURTE

Die Sitzschalen sind herausnehmbar, um die Wartung und Kontrolle der darunterliegenden Steuerung zu ermöglichen. Verkleidungen an den Steuerknüppeln verhindern deren Blockierung durch hereingefallene Fremdkörper.

Die Sitze haben abnehmbare Polster. Jeder Sitz ist mit vierteiligen Sicherheitsgurten versehen. Zum Schließen der Gurte wird zunächst das Beckengurtende durch beide Schultergurtenden gesteckt, bevor man das Beckengurtende in das Gurtschloß einsteckt. Geöffnet werden die Gurte durch Ziehen am Gurtschloß.

7.7 GEPÄCKRAUM

Der Gepäckraum befindet sich hinter den Sitzen über dem Kraftstofftank. Gepäckstücke sollten gleichmäßig über den Gepäckraum verteilt werden. Das Gepäcknetz ist einzuhängen

WICHTIGER HINWEIS

Es ist sicherzustellen, dass die Grenzen der Gepäckzuladung (20kg), der Flugzeugzuladung und der Schwerpunktlage eingehalten werden.

7.8 KABINENHAUBE

Verriegelung:

Die Kabinenhaube wird durch Herunterziehen der Griffe am vorderen Haubenrahmen geschlossen. Die Verriegelung erfolgt durch die beiden seitlich am Haubenrahmen angebrachten Hebel.

Schließen: Den linken und rechten Hebel nach vorne bewegen.

Öffnen: Den linken und rechten Hebel nach hinten bewegen.

In der oberen Mitte des Instrumentenbrettes ist ein Warnlicht installiert, dass über den Verriegelungsstatus der Kabinenhaube Auskunft gibt. Wenn das Warnlicht leuchtet, ist die Haube nicht verriegelt.

WICHTIGER HINWEIS

Vor dem Anlassen des Triebwerkes muß die Haube geschlossen und verriegelt sein!

ANMERKUNG

Die Haubenwarnleuchte leuchtet nur, wenn der Hauptschalter auf EIN steht.

ANMERKUNG

Einige Flugzeuge sind mit Handgriffen an der Außenseite versehen, diese beeinflussen jedoch nicht die innen angebrachten Hebel.

7.9 TRIEBWERK

7.9.1. Motor

Die DA20-C1 ist mit einem Continental IO-240-B ausgerüstet. Der IO-240-B ist ein luftgekühlter Vierzylinder-Viertakt-Einspritzboxermotor. Der Propeller wird direkt von der Kurbelwelle angetrieben.

Hubraum: 239.8 cu.in. (3.9 liters)
Max. Dauerleistung: 125 HP / 93.25 kW bei 2800 RPM
Weitere Angaben finden sich im Motorbetriebshandbuch.
Die Triebwerksinstrumente befinden sich auf der Copilotenseite des Instrumentenbrettes. Der Zündungsschalter ist ein Schlüsselschalter der sich vor dem Piloten befindet. Die Zündung wird eingeschaltet, indem der Zündungsschalter in die Position BOTH gedreht wird. Der Anlasser wird betätigt, indem der Zündungsschalter gegen eine Feder in Richtung START weitergedreht wird. Der Motor wird abgestellt, indem der Gemischhebel auf LEERLAUF / AUSSCHALTEN gestellt wird und der Zündungsschalter auf OFF geschaltet wird.

7.9.2. Motorsteuerung

Der Gashebel, Gemischhebel und Alternate Air Hebel sind in der Mittelkonsole angeordnet. Die Hebelreibung wird über einen Drehknopf auf der rechten Seite der Mittelkonsole eingestellt.

Gemischhebel: rechts, mit einem roten, zylindrischen Griff und einem Hebel zur Entriegelung
Hebel ganz vorne = Voll Reich
Hebel ganz hinten = Leerlauf / Ausschalten
Der Gemischhebel hat eine Verriegelung, die ein unbeabsichtigtes Ändern des Gemisches verhindert. Zum Entriegeln wird der Veriegelungshebel gegen den Griff am Gemischhebel gedrückt.

Gashebel: mittlerer Hebel mit T-Griff
Hebel ganz vorne = Vollgas
Hebel ganz hinten = Leerlauf

Alternate Air: links, mit quadratischem Griff
Hebel ganz vorne = Primärer Lufteintritt
Hebel ganz hinten = Alternativer Lufteintritt

Der Hebel für Alternate Air öffnet einen zweiten Lufteinlaß **hinter** dem Luftfilter, falls dieser verstopft ist. Dadurch gelangt bereits durch den Motor leicht vorgewärmte, ungefilterte Luft in den Ansaugtrakt des Motors.

7.9.3. Gemischhebel

(a) Reiseflug

Mit dem Gemischhebel ist es möglich, das Kraftstoff-Luftgemisch während des Reisefluges abzumagern, so dass der Motor möglichst wirtschaftlich arbeitet. Teledyne Continental Motors schreibt vor, dass ab 75% Motorleistung der Gemischhebel auf **VOLL REICH** stehen muß. Obwohl der Gashebel auf VOLLGAS steht kann es vorkommen, dass die Motorleistung kleiner als 75% ist, so dass ein Abmagern des Gemisches erforderlich ist (siehe Kapitel 5.3.2, Reiseleistung).

(b) Gedrosseltes Triebwerk

Beim Fliegen mit gedrosseltem Triebwerk, außer im Reiseflug, muß der Gemischhebel auf **VOLL REICH** stehen. Dies betrifft Manöver wie Überziehen und Langsamflug, aber auch den Sinkflug, Landeanflug und das Rollen.

Die einzige Ausnahme hiervon gilt für sehr große Höhen, wo aufgrund der geringen Luftdichte das Gemisch abgemagert werden muß um eine ausreichende Motorleistung zu erzielen.

(c) Vollgas

Beim Fliegen mit Vollgas muß der Gemischhebel auf **VOLL REICH** stehen. Dies gilt für den Start, Durchstarten und Steigflug.

Die einzige Ausnahme hiervon tritt ein, wenn die Motorleistung unter 75% sinkt und ein Abmagern des Gemisches erforderlich ist, wie es bei langen Steigflügen der Fall sein kann. (siehe Kapitel 5.3.2, Reiseleistung).

ANMERKUNG

Alle Veränderungen des Gemisches sollten in kleinen Schritten durchgeführt werden.

7.9.4. Propeller

Der Propeller ist ein Sensenich Holzpropeller mit fester Steigung.

.

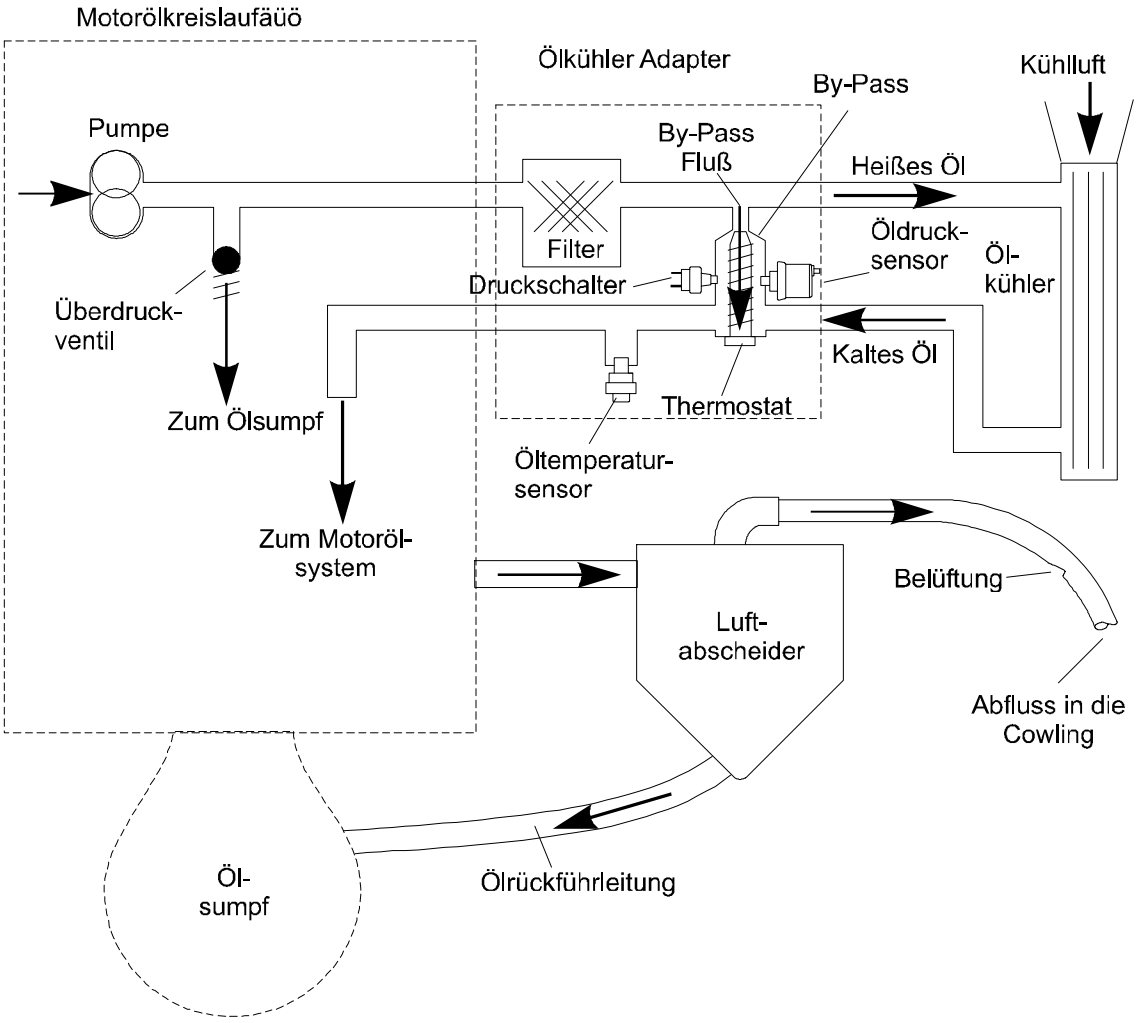
7.9.7. Schmierung

Der Motor ist mit einer Hochdruck-Ölsumpfschmierung ausgerüstet. Das Öl wird dabei durch eine vom Motor angetriebene mechanische Pumpe befördert. Zur Ölstandsmessung wird ein Ölpeilstab verwendet (Markierung in US quarts: 1 qts = 0.946 l)

WICHTIGER HINWEIS

Das Triebwerk nie ohne Öleinfülldeckel betreiben!
Die normalen Verfahren und Betriebsgrenzen des Motors sind einzuhalten.

Der Ölstand wird bei stehendem Triebwerk gemessen. Er muß zwischen der 4. und der 6. Markierung (US quarts) auf dem Peilstab liegen.



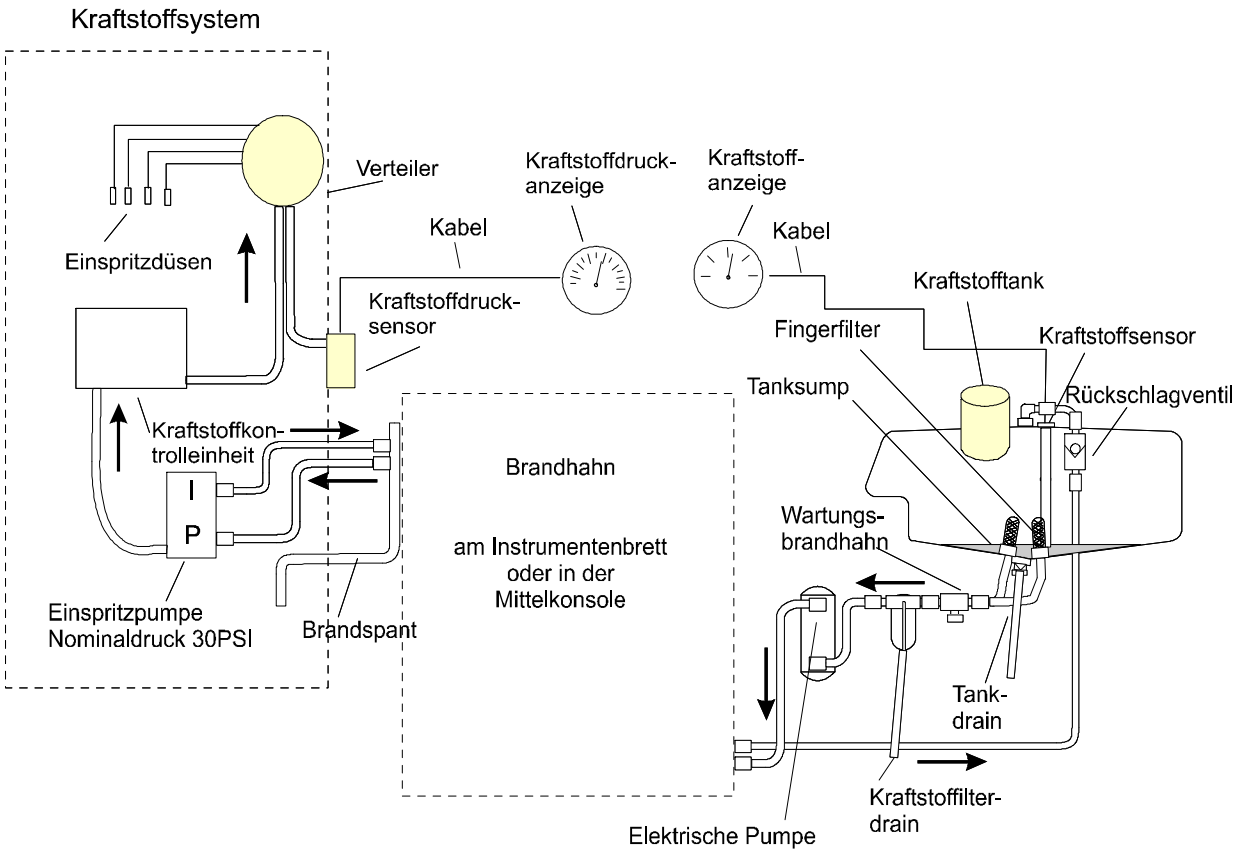
7.10 KRAFTSTOFFSYSTEM

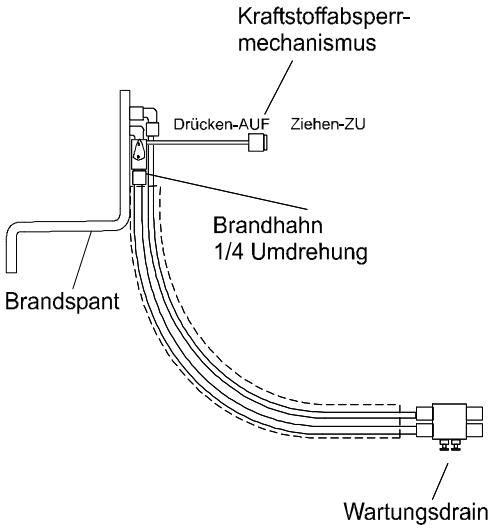
Der Aluminiumtank befindet sich hinter den Sitzen und dem Gepäckfach. Das Fassungsvermögen ist in Kapitel 2 dieses Flughandbuches wiedergegeben. Der Tankeinfüllstutzen befindet sich in der linken Rumpfhälfte hinter dem Haubenrahmen und ist über einen Gummischlauch mit dem Tank verbunden. Ein Erdungsanschluß befindet an der Rumpfunterseite in der Nähe der Hinterkante der linken Tragfläche. Während des Tankvorganges muß das Flugzeug geerdet sein. Die Tankentlüftungsleitung führt vom Einfüllstutzen durch den Rumpfboden ins Freie und muß für einen ordnungsgemäßen Tankvorgang frei sein. An der tiefsten Stelle des Tankes befindet sich eine Tankentwässerung; durch Eindrücken des vor der Hinterkante der linken Tragfläche in der Unterseite des Rumpfes befindlichen Messingventils muß vor jedem Flug das Wasser, was sich am Boden des Tanks gesammelt hat, abgelassen werden.

An der linken und rechten Unterseite des Tankes befinden sich zwei Auslässe, die jeweils mit einem Fingerfilter versehen sind. Der Kraftstoff fließt durch diese Auslässe durch einen Wasserabscheider mit Filter zur elektrischen Kraftstoffpumpe. Auch dieser Wasserabscheider muß vor jedem Flug entwässert werden, indem der schwarze Gummischlauch in der Nähe der Tankentwässerung eingedrückt wird. Die elektrische Kraftstoffpumpe kann sowohl den Kraftstoff mit hohem Druck zum Starten in den Motor einspritzen (Anlaßeinspritzung) als auch den Kraftstoff mit niedrigem Druck bei gedrosseltem Motor zuführen. Wenn die elektrische Pumpe ausgeschaltet ist, fließt der Kraftstoff durch einen internen Bypass. Von der elektrischen Kraftstoffpumpe wird der Kraftstoff zur mechanischen Kraftstoffpumpe des Motors geleitet. Der Kraftstoffdurchfluß wird durch die Kraftstoffkontrolleinheit kontrolliert und gelangt von dort durch einen Verteiler zu den Einspritzdüsen.

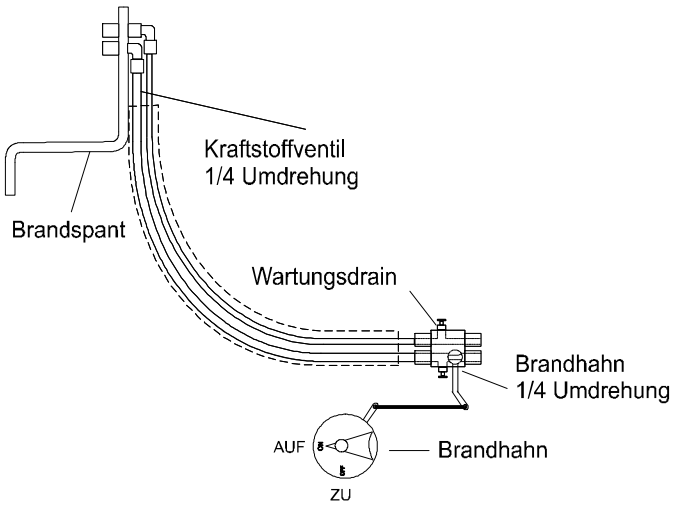
Das Schließen des Brandhahnes (auf der Mittelkonsole oder im Instrumentenbrett) bewirkt ein Absterben des Motors innerhalb von wenigen Sekunden.

Eine Kraftstoffrücklauf führt von der mechanischen Kraftstoffpumpe überschüssigen Kraftstoff und Kraftstoffdämpfe zurück in den Tank. Der Kraftstoffdruck wird im Kraftstoffverteiler gemessen und wird in PSI auf der Kraftstoffdruckanzeige angezeigt.





Brandhahn am Instrumentenbrett



Brandhahn in der Mittelkonsole

7.10.1. Brandhahn

WARNUNG

Den Brandhahn nur im Notfall oder bei Wartungsarbeiten am Kraftstoffsystem schließen!

Es gibt zwei unterschiedliche Versionen in der DA20-C1.

Version 1:

Der Brandhahn befindet sich auf der inneren Seite des Brandspantes und wird durch einen Griff an der rechten oberen Seite der Mittelkonsole bedient. Um den Brandhahn zu schließen ist die Verriegelung anzuheben und der Griff herauszuziehen. Der Brandhahn ist offen, wenn der Griff eingedrückt ist.

Version 2:

Der Brandhahn ist im Wartungsventil unter dem Tank integriert und wird durch einen Drehgriff in der Mittelkonsole über eine Mechanik bedient. Um das Ventil zu öffnen, muß man den Griff im Uhrzeigersinn von OFF nach ON drehen. Zum Schließen muß erst der Verriegelungsknopf am Drehgriff eingedrückt werden, bevor dieser gegen den Uhrzeigersinn auf OFF gedreht werden kann. Dies verhindert ein versehentliches Abschalten der Kraftstoffzufuhr.

7.10.2. Tankdrain

Um den Tank zu entwässern, muß man das Messingventil an der linken Rumpfunterseite auf der Höhe des Tankeinfüllstutzens möglichst mit einem speziellen Draingefäß eindrücken.

7.10.3. Kraftstoffilter

Der Kraftstoffilter befindet sich zwischen Tank und Kraftstoffpumpe und dient gleichzeitig als Wasserabscheider.

7.10.4. Kraftstoffilterdrain

Die Entwässerung des Kraftstoffilters befindet sich neben dem Tankdrain arbeitet auf die gleiche Weise.

7.10.5. Kraftstoffpeilstab

Ein Kraftstoffpeilstab (P/N 22-2550-14-00) wird mit jedem Flugzeug ausgeliefert und ermöglicht die Messung der Kraftstoffmenge während des Vorflugchecks. Für die Seriennummern C0056, C0066, C0067 und C0069 muß der Peilstab P/N 22-2550-17-00 verwendet werden.

ANMERKUNG

Elektrische Kraftstoffanzeigen können falsche Werte anzeigen. Deshalb muß der Kraftstoffvorrat vor jedem Flug mit einem Peilstab überprüft werden

Tankinhalt prüfen:

1. Das skalierte Ende des Peilstabes in den Tank einführen bis es den Tankboden berührt.
2. Peilstab wieder herausziehen.
3. Tankinhalt ablesen. Der Peilstab ist in Vierteln des vollen Tankes unterteilt.

(21.3 US gallons/80.5 Liter bei Kraftstoffsystem 1 bzw. 24.0 US gallons/91 Liter Kraftstoffsystem 2).

ANMERKUNG

Um eine korrekte Angabe zu erhalten sollte dieser Vorgang mehrmals wiederholt werden.

7.10.6. Elektrische Kraftstoffpumpe (Anlaßeinspritzpumpe)

Die DA20-C1 Katana ist mit einer geregelten, elektrischen DUKES-Kreiselpumpe ausgerüstet, die zwei verschiedene Geschwindigkeiten besitzt. Die Pumpe hat ein hörbares Laufgeräusch.

I. **Anlaßeinspritzung**

Die hohe Geschwindigkeit wird für die Anlaßeinspritzung verwendet. Die Anlaßeinspritzung wird über einen Schalter (Anlaßeinspritzung) aktiviert. Ist die Anlaßeinspritzung aktiviert leuchtet eine bernsteinfarbene Lampe auf.

II. **Kraftstoffpumpe**

Die niedrige Geschwindigkeit wird für die Aufrechterhaltung der Kraftstoffzufuhr bei gedrosseltem Triebwerk verwendet und wird durch den Schalter für die Kraftstoffpumpe aktiviert. Diese Einstellung sollte für alle Verfahren mit gedrosseltem Triebwerk verwendet werden eingeschlossen das Rollen und Verfahren, bei denen die Drehzahl unter 1000 RPM sinken kann (z. B. Überziehen, Sinkflug, Landung). Die Kraftstoffpumpe kann auch aktiviert werden, um die **Gefahr von Blasenbildung in der Kraftstoffleitung zu verhindern**. Es ist nachgewiesen worden, dass der Motor auch bei hohen Außentemperaturen mit angewärmten Treibstoff und bei Höhen über der Dienstgipfelhöhe **ohne** elektrische Kraftstoffpumpe ruhig läuft.

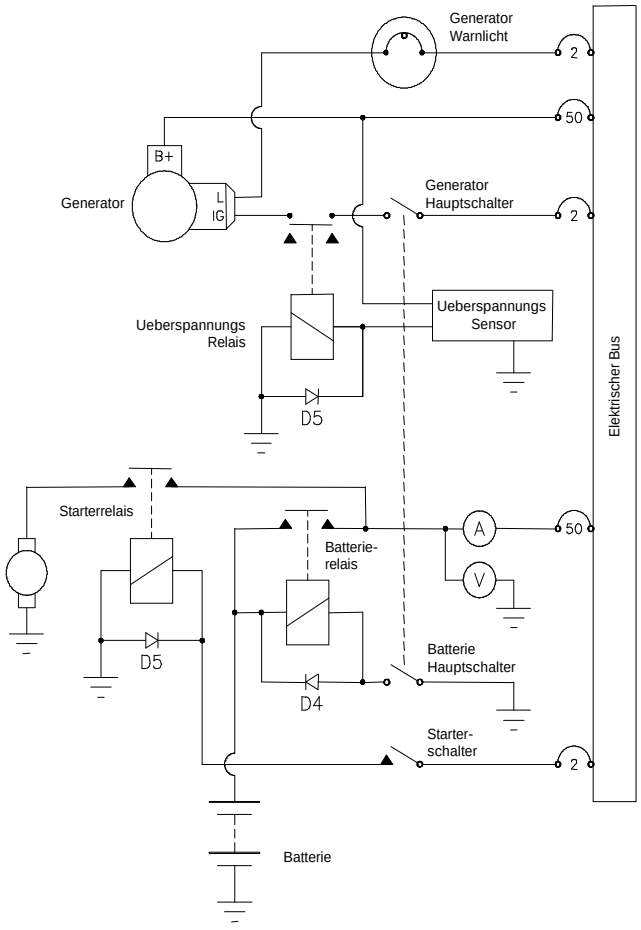
ANMERKUNG

Die Aktivierung der Anlaßeinspritzung während der Motor läuft führt zu einem wesentlich fetteren Gemisch. Obwohl dies nur einen kleinen Einfluß bei Vollgas hat, da hier der Kraftstoffffluß sowieso hoch ist, kann eine Überfettung des Gemisches bei gedrosseltem Motor und im Leerlauf zu einem rauhen Lauf und zum Absterben des Motors führen. **Es wird deswegen empfohlen, während der normalen Flugverfahren die Anlaßeinspritzung AUSZUSCHALTEN.**

7.11 ELEKTRISCHE ANLAGE

7.11.1. Stromversorgung

Eine 12 Volt-Batterie ist über die Hauptsicherung (50 A) mit dem Bordnetz verbunden. Ein 40 Ampére-Generator ist am Motor in der Nähe der Propellernabe angeschlossen und lädt die Batterie über die Generatorsicherung (50 A). Beide Sicherungen können manuell herausgezogen werden. Die Generatorwarnleuchte wird durch die Spannungskontrolleinheit aktiviert und leuchtet auf, falls der Generator die Batterie nicht lädt.



Vereinfachter Stromkreislauf

7.11.2. Zündsystem

Das Triebwerk ist mit zwei unabhängigen Zündkreisläufen ausgestattet. Die beiden Zündmagnete sind von der Stromversorgung unabhängig und arbeiten, sobald sich der Propeller dreht und der Zündschalter nicht auf OFF steht. Dies gewährleistet einen sicheren Motorbetrieb auch wenn das elektrische System ausfällt

WARNUNG

Wenn der Zündschlüssel in die Position L, R oder BOTH gedreht wird, sind die entsprechenden Zündmagnete “scharf”. Wird in diesem Zustand der Propeller gedreht, kann das Triebwerk zünden und dadurch ernsthaften Sach- und Personenschaden verursachen.

7.11.3. Elektrische Verbraucher

Die einzelnen Verbraucher (z.B. Funkgerät, Kfraftstoffpumpe, Positionslichter usw.) sind in Serie mit den jeweiligen Sicherungsautomaten geschaltet. Kapitel 7.4 enthält eine Darstellung des Instrumentenbrettes.

7.11.4. Voltmeter

Das Voltmeter zeigt den Status des Stromnetzes an. Es besteht aus einer Anzeige, die von 8 bis 16 Volt in Abständen von 2 Volt markiert ist.
Die Anzeige ist in drei farbige Bereiche unterteilt, um den Status des Stromnetzes zu visualisieren. Diese Beireiche sind:

Rot	8.0	-	11.0 Volt
Gelb	11.0	-	12.5 Volt
Grün	12.5	-	16.0 Volt
Rote Linie	bei		16.1 Volt

7.11.5. Ampéremeter

Das Ampéremeter zeigt das Laden (+) bzw. das Entladen (-) der Batterie an. Es besteht aus einer Anzeige, die von –60 bis +60 Ampére beschriftet ist.

7.11.6. Generatorwarnleuchte

Die (rote) Generatorwarnleuchte spricht an bei:

- Generatorausfall, keine Leistung vom Generator

Als einzige Stromquelle verbleibt dann die Batterie (20 Ampére für 30 Minuten).

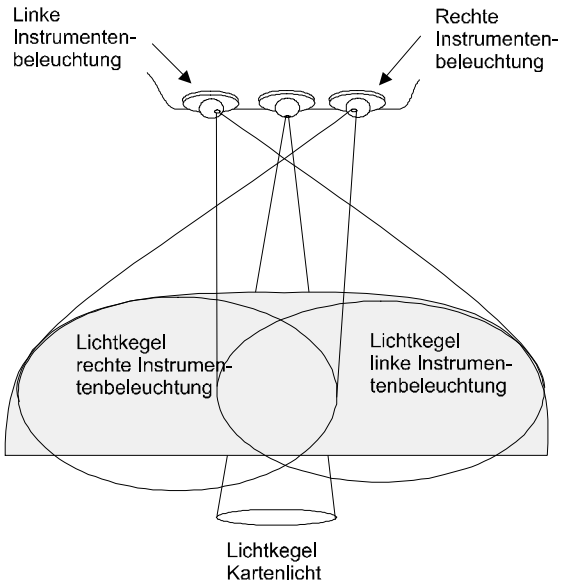
7.11.7. Anzeigeinstrumente

Die Anzeigeinstrumente für Temperaturen, Drücke und Tankinhalt sind in Reihe mit ihren jeweiligen Sensoren geschaltet. Der elektrische Widerstand eines Sensors ändert sich mit der Meßgröße, wodurch sich die Spannung am Anzeigeinstrument und in weiterer Folge der Zeigerausschlag verändert.

7.11.8. Innenbeleuchtung

Die Innenbeleuchtung der DA 20-C1 KATANA besteht aus einer Beleuchtungseinheit hinter dem Kopf des Piloten in der Mitte am oberen Kabinenrahmen. Sie besteht aus zwei Lampen zur Beleuchtung des Instrumentenbrettes und einer Lampe zum Lesen der Karte. Die Schalter befinden sich im Instrumentenbrett. Außerdem befindet sich ein Dimmschalter auf der linken Seite des Instrumentenbrettes. Neben dem Dimmschalter befindet sich ein Schalter zur Helligkeitsregelung der Trimmungs- und Landeklappenanzeige.

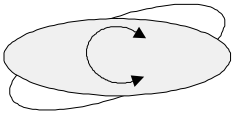
Beleuchtungsschema



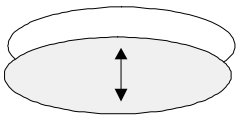
Die Instrumentenbeleuchtung muß so eingestellt werden, dass eine ausreichende Beleuchtung gewährleistet ist. Das Beleuchtungsschema zeigt wie die Lampen für eine ausreichende Ausleuchtung eingestellt werden.

Flugzeuge die mit einer zusätzlichen Innenbeleuchtung (MOD 32) ausgrüstet sind, besitzen einen stufenlosen Dimmer und eine Lampe am Sonnenschutz. Die Einstellung der Hintergrundbeleuchtung der Instrumente erfolgt über den Dimmer der Instrumentenbeleuchtung. Die Einstellung der zusätzlichen Lampe erfolgt über den einen Drehschalter der mit FLOOD beschriftet ist.

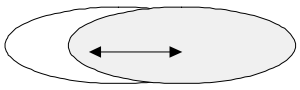
1. Lichtkegel drehen

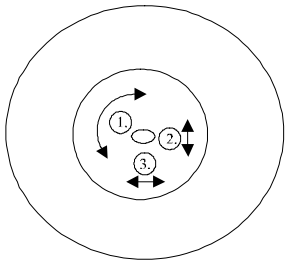


2. Lichtkegel vertikal bewegen



3. Lichtkegel horizontal bewegen





Rundleuchte

7.12 STATIK- UND STAUDRUCKSYSTEM

Der Gesamtdruck wird an der Tragflügelvorderkante durch eine kalibrierte Meßdüse unter dem linken Flügel gemessen. Der statische Druck wird mit zwei Bohrungen an der selben Düse gemessen. Zum Schutz vor Wasser und Feuchtigkeit sind die Leitungen mit einem Wasserabscheider ausgerüstet, der sich hinter den Sitzschalen befindet.

Der Fehler des Statikdrucksystemes ist klein genug, um für die Höhenmessung vernachlässigt werden zu können. Für den Fahrtmesserfehler finden sich Hinweise in Abschnitt 5.

Um Verschmutzung und eine daraus resultierende Fehlfunktion der betroffenen Systeme zu vermeiden, sollte die Meßdüse des Statik- und Staudrucksystems immer dann geschützt sein, wenn das Flugzeug abgestellt wird.

ANMERKUNG

Nur den mitgelieferten Staurohrschutz (P/N G-659-200) mit dem Wimpel “Remove before Flight” verwenden.

7.13 ÜBERZIEHWARNUNG

Das Unterschreiten einer Geschwindigkeit, die etwa der 1,1-fachen Überziehgeschwindigkeit entspricht, wird durch ein Signalhorn signilisiert, dass sich links im Instrumentenbrett befindet. Es wird um so lauter, je näher man der Überziehgeschwindigkeit kommt. Durch Sog an einer Bohrung in der linken Tragflächenvorderkante wird das Horn über eine Schlauchleitung aktiviert. Die Bohrung im linken Flügel wird durch einen roten Ring markiert.

Um Verschmutzung und eine daraus resultierende Fehlfunktion der Überziehwarnung zu vermeiden, sollte die Bohrung der Überziehwarnung immer dann verschlossen sein, wenn das Flugzeug abgestellt ist.

ANMERKUNG

Nur den mitgelieferten Überziehwarnanlagenschutz (P/N 22-1010-01-00) mit dem Wimpel “Remove before Flight” verwenden

7.14 AVIONIK

In der Mitte des Instrumentenbrettes sind die Funk- und Navigationsgeräte angebracht. Am Steuerknüppel befindet sich die Sendetaste für den Funk. Es gibt Anschlußmöglichkeiten für zwei Kopfhöhrer in der Rückenlehne.

Hinweise zur Bedienung der Avionik finden sich in den jeweiligen Betriebshandbüchern.

ABSCHNITT 8

HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

8.1. EINFÜHRUNG 8 - 2

8.2. WARTUNGSINTERVALLE DES FLUGZEUGES 8 - 2

8.3. ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG 8 - 2

8.4. HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1 Rangieren am Boden 8 - 3

8.4.2 Parken 8 - 4

8.4.3 Verankern 8 - 4

8.4.4 Aufbocken 8 - 4

8.4.5 Straßentransport 8 - 5

8.5. REINIGUNG UND PFLEGE

8.5.1 Lackoberflächen 8 - 6

8.5.2 Kabinenhaube 8 - 6

8.5.3 Propeller 8 - 7

8.5.4 Motor 8 - 7

8.5.5 Innenraum, Sitze und Teppich 8 - 7

8.1. EINFÜHRUNG

In Abschnitt 8 werden vom Hersteller Verfahren zur korrekten Handhabung am Boden sowie zur Pflege des Flugzeuges beschrieben. Darüberhinaus werden bestimmte Prüf- und Wartungsbestimmungen aufgezeigt, die eingehalten werden müssen, wenn das Flugzeug die einem neuen Gerät entsprechende Leistung und Zuverlässigkeit erbringen soll. Es ist ratsam, einen Schmierplan einzuhalten und unter Zugrundelegung der besonderen klimatischen sowie sonstigen Betriebsbedingungen vorbeugende Wartungsmaßnahmen durchzuführen

8.2. WARTUNGSINTERVALLE DES FLUGZEUGES

Wartungsintervalle sind alle 50 Std., alle 100 Std., alle 200 Std. und alle 1000 Std. Flugzeit einzuhalten, sowie ein extra Check nach 25 Stunden für neue Flugzeuge. Die jeweils erforderlichen Wartungsmaßnahmen sind dem Wartungshandbuch zu entnehmen.

8.3. ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

Vor Änderungen am Flugzeug muß unbedingt die verantwortliche Luftfahrtbehörde kontaktiert werden um sicherzustellen, dass die Lufttüchtigkeit des Flugzeuges nicht beeinflußt wird. Für Reparaturen und Lackierungen ist das entsprechende Wartungshandbuch Doc. No. DA201-C1 zu beachten.

8.4. HANDHABUNG AM BODEN / STRASSENTRANSPORT

8.4.1. Rangieren am Boden

I. Vorwärts ziehen

Das Flugzeug wird am einfachsten und sichersten mit der Schleppgabel, welche am Bugrad befestigt wird, per Hand gesteuert. Wenn das Flugzeug ohne Schleppgabel gezogen wird, folgt das Bugrad den Bewegungen des Flugzeuges. Es wird empfohlen, dass die Schleppgabel zum Ziehen des Flugzeuges am Boden verwendet wird. Zur Unterstützung kann das Flugzeug auch an der Propellerwurzel gezogen werden. Die DA 20-C1 KATANA darf nur an der Hinterkante der Flügelenden geschoben werden.

II. Rückwärts schieben

Durch befolgen dieses einfachen Verfahrens kann die KATANA problemlos rückwärts geschoben werden:

1. Das Rumpfende in der Nähe des Seitenleitwerks nach unten drücken, so dass sich das Bugrad vom Boden abhebt.
2. In der Mitte des Seitenleitwerks das Flugzeug nach hinten schieben.

Mit dieser Technik kann die DA 20-C1 KATANA sehr leicht gedreht und zurückgeschoben werden. Zusätzlich kann an der Propellerwurzel und an der Flügelvorderkante geschoben werden.

WICHTIGER HINWEIS

Nicht am Spinner schieben!

WICHTIGER HINWEIS

Nicht an den Rudern schieben oder ziehen.

8.4.2. Parken

Bei kurzzeitigem Parken muß das Flugzeug gegen den Wind ausgerichtet, die Parkbremse muß angezogen, die Landeklappen müssen eingefahren werden und die Räder müssen mit Klötzen gesichert werden.

Bei längerem, unbeaufsichtigtem Parken und bei unvorhersehbaren Windverhältnissen ist das Flugzeug zusätzlich zu Verankern oder Unterzustellen.

Wenn das Flugzeug abgestellt wird, muß der Staurohrschutz, der Überziehwarnanlagenschutz und die Steuerknüppelarretierung angebracht werden (siehe Abschnitt 7 – Flugzeugbeschreibung).

Die Unterbringung in einem Hangar wird empfohlen.

8.4.3. Verankern

Am Flugzeugheck ist die Kielflosse mit einer Bohrung versehen, die zum Verankern benutzt werden kann. Ungefähr in der Mitte des Tragflügels sind Verankerungsringe angebracht, die zur Verankerung verwendet werden sollten.

8.4.4. Aufbocken

Die DA 20-C1 KATANA kann an zwei Aufbockpunkten und den rumpfseitigen Wurzelrippen und der Kielflosse am Flugzeugheck aufgebockt werden.

8.4.5. Straßentransport

Für den Transport auf der Straße wird ein offener Anhänger empfohlen. Die Flugzeugteile müssen weich aufliegen und gegen Verrutschen während des Transportes gesichert sein.

(a) Rumpf:

Der Rumpf sollte auf dem Haupt- und dem Bugfahrwerk stehen. Es muß gewährleistet sein, dass sich der Rumpf weder nach vorne oder hinten, noch nach oben bewegen kann. Es sollte außerdem beachtet werden, dass der Propeller genügend Freiraum besitzt und nicht durch Rumpfbewegungen während der Fahrt beschädigt werden kann.

(b) Tragflügel:

Beide Tragflügel werden für den Straßentransport vom Rumpf getrennt. Um jegliche Beschädigungen zu vermeiden, müssen die Flügel im Wurzelrippenbereich auf einer mindestens 400mm breiten, gepolsterten Schablone senkrecht auf der Profilnase gelagert werden; ebenso am Außenflügel, ca 3m hinter der Wurzelrippe beginnend, auf einer mindestens 300mm breiten gepolsterten Schablone.
Die Flügel sind gegen Verrutschen nach hinten abzusichern.

c) Höhenleitwerk:

Das Höhenleitwerk ist flach auf den Boden zu legen und mit Gurten niederzuhalten oder senkrecht auf die Profilnase in eine passende Schablone zu stellen. Auch hier müssen alle Auflagen mit Filz oder ähnlichem gepolstert sein.

8.5. REINIGUNG UND PFLEGE

WICHTIGER HINWEIS

Starke Verschmutzungen verschlechtern die Flugleistungen.

8.5.1. Lackoberflächen

Um die besten Flugeigenschaften der DA 20-C1 KATANA zu erreichen, ist eine saubere Oberfläche äußerst wichtig. Daher wird dringend empfohlen, das Flugzeug – insbesondere die Tragflügelvorderkante – jederzeit sauber zu halten.

Beste Reinigungsergebnisse erzielt man durch den Einsatz von reichlich Wasser. Fall notwendig, kann ein mildes Reinigungsmittel hinzugefügt werden. Stärkere Verschmutzungen, wie z.B. Insekten, entfernt man am besten sofort nach dem Flug bevor sie angetrocknet sind.

Etwa einmal im Jahr sollte die Oberfläche des Flugzeuges mit einer **silikonfreien** Autopolitur behandelt werden.

WICHTIGER HINWEIS

KEINE silikonhaltigen Reinigungsmittel verwenden! Einmal aufgebracht ist Silikon sehr schwer zu entfernen und kann bei Reparaturarbeiten an der Struktur die Verklebung von GFK/CFK beeinträchtigen.

8.5.2. Kabinenhaube

Die DA 20-C1 KATANA bietet eine exzellente Sicht nach außen durch die große Kabinenhaube aus Plexiglas. Es ist zwingend erforderlich, dass die Reinigung der Haube mit entsprechender Vorsicht durchgeführt wird, da sie leicht zerkratzt wird.
Prinzipiell sollten die gleichen Regeln zur Reinigung der Haube wie zur Reinigung der Oberfläche des Flugzeuges angewendet werden. Um stärkere Verschmutzungen zu entfernen, sollte viel Wasser verwendet werden, hierbei ist sicherzustellen, dass nur saubere Schwämme und ein weiches Leder verwendet werden. Schon kleine Staubkörner können Kratzer verursachen.

Um Reinheit zu erzielen, können Plastikreiniger wie Permatex Part No. 403D® oder Mirror Glaze® gemäß den Herstelleranweisungen verwendet werden. Nicht in kreisenden, sondern in gradlinigen Bewegungen reinigen.

8.5.3. Propeller

Siehe Sensenich Propeller Betriebshandbuch.

8.5.4. Motor

Siehe Betriebshandbuch für das Continental IO-240-B Flugtriebwerk Form # X30620.

8.5.5. Innenraum, Sitze und Teppich

Der Innenraum sollte bei Verschmutzungen mit einem Staubsauger ausgesaugt werden. Lose Gegenstände (Kugelschreiber, Taschen usw.) sind zu entfernen oder zu sichern. Die Anzeigeinstrumente sollte mit einem trockenen Tuch gesäubert werden, Kunststoffoberflächen mit einem feuchten Lappen ohne Reinigungsmittel.

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

9.1 ALLGEMEINES 9 - 1

9.2 INDEX DER ERGÄNZUNGEN 9 - 2

9.1 ALLGEMEINES

Dieser Abschnitt enthält Informationen über Zusatzausrüstung, die wahlweise in Ihr Flugzeug eingebaut wurde. Die einzelnen Ergänzungen beziehen sich auf die jeweilig eingebauten Komponenten.
Es müssen nur die Ihre entsprechende Flugzeugkonfiguration betreffende Ergänzungen enthalten sein.

9.2 INDEX DER ERGÄNZUNGEN

Ergänzung Nr.	*Titel*	*Seiten*	*Revision*
1	Verfahren mit externer Stromquelle	9	18. Februar 2002
2	Winter-Kit	3	18. Februar 2002
3	Zusatzbeleuchtung	4	18. Februar 2002
4	[Absichtlich freigelassen]	1	18. Februar 2002
5	S-Tec Autopilot	10	18. Februar 2002
6	VM1000 Triebwerksinstrumente	7	18. Februar 2002
7	Zusätzliches Kraftstoffsystem	6	18. Februar 2002
8	Trimmungsschalter am Steuerknüppel	3	18. Februar 2002
9	20 US Gallon (75,7 l) Kraftstofftank	3	18. Februar 2002
10	Umgedrehtes Instrumentenbrett	3	18. Februar 2002
11	Staurohrheizung	5	18. Februar 2002

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 1

VERFAHREN MIT EXTERNER STROMQUELLE

1.	**ALLGEMEINES**	**S1 - 2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S1 - 3**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S1 - 4**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S1 - 4**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S1 - 9**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S1 - 9**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft die Verfahren für die DA 20-C1 KATANA, die mit einer externen Stromquelle (EPU) verbunden werden können. Die hierzu nötigen Anschlüsse und Schaltkreise ermöglichen die Bereitstellung von externer Energie für verschiedene Vorgänge wie Wartung, Batterieladen und Anlassen.

WICHTIGER HINWEIS

Es existiert kein Überspannungsschutz! Es darf deswegen in **keinem Fall** eine andere Spannung als 12 V Batteriegleichspannung oder 14 V (nominal) Gleichspannung angeschlossen werden.

Der EPU-Schaltkreis ist mit einem Verpolungsschutz ausgerüstet. Mit einem Schalter links neben den Schaltern für Licht läßt sich das EPU-Relais schließen, sobald die externe Stromversorgung angeschlossen ist. Eine Lampe im Cockpit zeigt an, dass die externe Stromversorgung zur Verfügung steht, oder das das EPU-Relais nach einer Unterbrechung der Stromversorgung noch geschlossen ist.

Von Flugzeug C0001 bis C0148 und C0150 mit einer installierten externen Stromversorgung, kann mit einem Überbrückungsschalter das Batterie-Relais auch dann noch geschlossen werden, wenn die Batterie bereits zu schwach ist, um dies selbst zu schließen. Abhängig vom Ladezustand kann das Schließen des Batterie-Relais mehrere Minuten dauern. In Flugzeugen mit Serialnummer C0149 und C0151 und aufwärts, ist dieser Überbrückungsschalter nicht installiert. In Abbildung 1.1 ist der Anschluß und in Abbildung 1.2 ist ein vereinfachtes Schema dargestellt. Der Anschluß benötigt einen Stecker vom Typ Cole Hersee **P/N 11042.** Der Anschluß kann sich in einer von zwei Positionen befinden. Flugzeuge mit den Serialnummern C0001 bis C0148 und C0150 haben den Anschluß an der rechten, hinteren Tragflächenwurzel. Flugzeuge mit den Serialnummern C0149 und C0151 haben den Anschluß am der linken, vorderen Tragflächenwurzel.

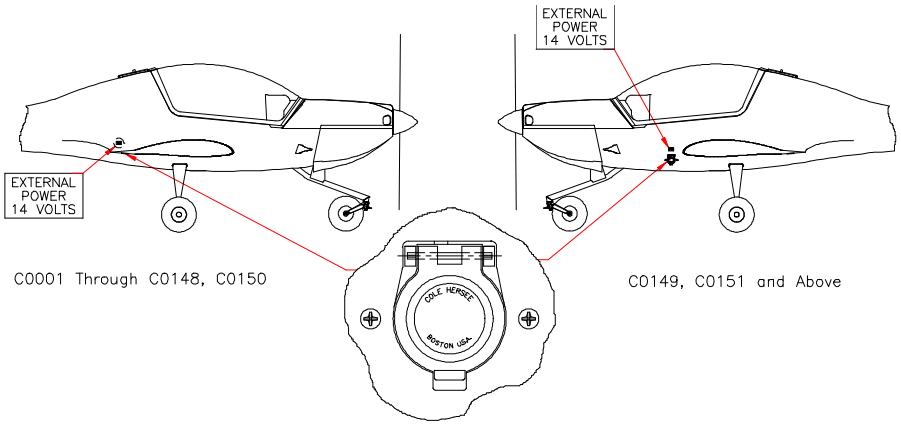


Abbildung 1.1

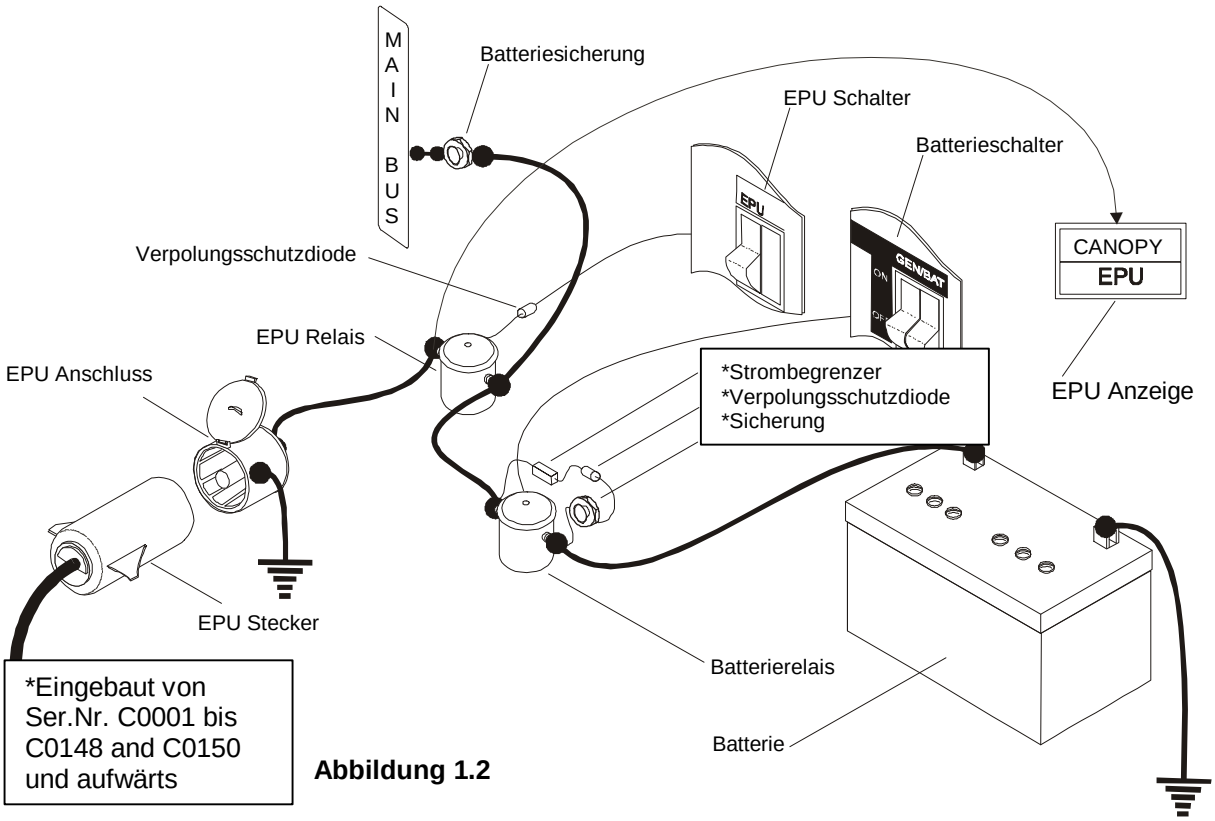


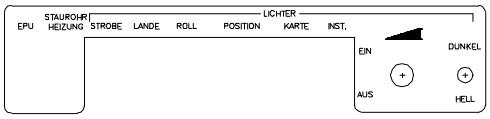
Abbildung 1.2

2. BETRIEBSGRENZEN

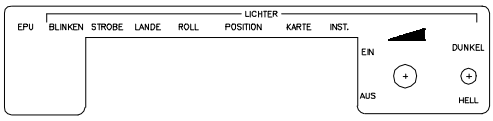
Die Spannung am EPU-Anschluß muß **12-14 Volt** (nominal) betragen.

Hinweisschilder

1. Auf der linken Instrumentenbrettseite über den Schaltern



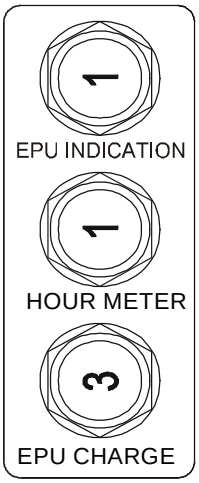
oder



2. Auf der rechten Rumpfseite über dem EPU-Anschluß

EXTERNAL
POWER
14 VOLTS

3. An der EPU/Sicherungskonsole in der Relaisbox



3. NOTVERFAHREN

3.3.4 Brände

(a) Triebwerksbrand beim Anlassen am Boden (EPU ist angeschlossen).

1.	Brandhahn	ZU
2.	Kabinenheizung	ZU
3.	Gemischhebel	LEERLAUF AUSSCHALTEN
4.	Gashebel	VOLLGAS (!)
5.	GEN/BAT Hauptschalter	AUS
6.	Zündung	OFF
7.	**EPU Schalter**	**AUS**
8.	Das Flugzeug sofort verlassen	

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

4.4.0 Allgemein

Die folgenden Verfahren sollten, außer zum Anlassen des Motors, bei externer Stromversorgung angewendet werden.

Einschalten

1.	EPU an das Flugzeug anschließen	EPU Licht EIN
2.	EPU Schalter	EIN
3.	GEN/BAT Hauptschalter (nur Batterie)	EIN, wenn Batterie geladen wird
4.	Avionikhauptschalter	EIN nach Bedarf

WICHTIGER HINWEIS

Wenn die Batterie entladen ist, sollte die externe Stromversorgung so lange angeschlossen bleiben, bis die Batterie wieder aufgeladen ist. Fragen Sie das Servicepersonal nach dem Ladezustand der Batterie. Nicht mit entladener Batterie fliegen!

Ausschalten

1.	Elektrische Verbraucher	AUS
2.	Avionikhauptschalter	AUS
3.	GEN/ BAT Hauptschalter	AUS
4.	EPU SCHALTER	AUS
5.	EPU Anschlußabdeckung anheben, Stecker abziehen	EPU Licht AUS

4.4.1 CHECKLISTE NORMALVERFAHREN

Zusätzlich zu den in Abschnitt 4 beschriebenen Verfahren (Normale Betriebsverfahren, Vorflugkontrolle) sind folgende Punkte zu überprüfen, wenn das Flugzeug mit einem EPU-Anschluß ausgerüstet ist:

I. Innenkontrolle

EPU Lampe	leuchtet, wenn EPU angeschlossen

II. Außenkontrolle, Sichtprüfung

Rechte Tragfläche

EPU Anschluß (Beim Anlassen mit EPU)	prüfen, ob EPU richtig angeschlossen ist und ob richtige Spannung zur Verfügung steht.
EPU Anschluß (EPU wird nicht zum Anlassen benötigt)	prüfen, ob EPU nicht angeschlossen und EPU-Einheit weit genug weg vom Flugzeug.

Vor dem Anlassen des Motors

Die Checkliste vor dem Anlassen des Motors aus Kapitel 4.4.2 wird hier wiederholt und enthält die nötigen Schritte, die zum Anlassen der Maschine mit angeschlossener EPU nötig sind.

4.4.2. Vor dem Anlassen des Triebwerkes

1.	Vorflugkontrolle	durchgeführt
2.	Pedale	einstellen, verriegeln
3.	Passagiereinweisung	durchgeführt
4.	Sicherheitsgurte	festziehen
5.	Parkbremse	setzen
6.	Steuerung	freigängig
7.	Brandhahn	AUF
8.	Gemischhebel	VOLL REICH
9.	Gashebel	LEERLAUF
10.	Hebelreibung für Gashebel	einstellen
11.	Avionikhauptschalter	AUS
12.	**EPU Lampe**	**prüfen, ob leuchtet**
13.	**EPU Schalter**	**EIN**
14.	**Voltmeter**	**prüfen, ob 12-14 Volt**

15.	GEN/BAT Hauptschalter	EIN
16.	Generatorwarnleuchte	leuchtet
17.	Außenlichter	nach Bedarf
18.	Instrumentenbrettbeleuchtung	nach Bedarf
19.	Haube	geschlossen und verriegelt
20.	Warnlicht Haubenverriegelung	AUS

Anlassen des Triebwerkes
Die Checkliste zum Anlassen des Triebwerkes aus dem Kapitel 4.4.3 wird hier wiederholt und ist um die Schritte ergänzt die nötig sind, wenn die externe Stromversorgung angeschlossen ist.

4.4.3. Anlassen des Triebwerkes

(a) Kaltstart

ANMERKUNG

Es wird empfohlen, den Motor nach einer Abkühlzeit von mehr als 2 Stunden bei einer Temperatur von -4°C (25°F) oder weniger vorzuwärmen.

1.	Gashebel	VOLLGAS
2.	Gemischhebel	VOLL REICH
3.	Fußbremsen	halten
4.	Propellerbereich	frei

WARNUNG

Sicherstellen, dass der Propellerbereich frei ist!

WICHTIGER HINWEIS

Niemals den Anlasser bei drehenden Propeller benutzen. Dies kann zu Triebwerksschaden führen.

ANMERKUNG

Schritte 5, 6, und 7 sollten ohne Pausen hintereinander durchgeführt werden.

ANMERKUNG

Kältere Umgebungstemperatur fordert mehr Anlasseinspritzung.

5.	Kraftstoffpumpe	EIN
6.	Kraftstoffanlasseinspritzung	EIN

7.	Gashebel	VOLLGAS für Anlasseinspritzung
8.	Gashebel	LEERLAUF bis auf 0,6 cm AUF nach Bedarf
9.	Zündung	START, so lange bis der Motor startet, jedoch nicht länger als 10s. (Wenn der Motor nicht startet, Zündung loslassen, Gashebel für 3s auf VOLLGAS, dann weiter mit Schritt 8)
10.	Anlasser Warnlicht	leuchtet, so lange die Zündung auf START

ANMERKUNG

Den Anlasser nicht länger als insgesamt 30s betätigen, danach 3-5min abkühlen lassen

11.	Gashebel	800 bis 1000 RPM

WICHTIGER HINWEIS

Den Motor nicht schneller als 1000 RPM drehen lassen, bevor ein Anstieg der Öltemperatur bemerkbar ist.

12.	Anlaßeinspritzung	AUS
13.	Triebwerksinstrumente	prüfen

ANMERKUNG

Übermäßiges Anlasseinspritzen resultiert in einer Überflutung des Triebwerkes. Um ein geflutetes Triebwerk wieder zu reinigen, muss man die Treibstoffpumpe ausschalten, Gasgebel ca. 10 - 25 mm öffnen und den Anlasser betätigen. Das Triebwerk sollte kurz laufen und dann wieder absterben. Übermäßiger Kraftstoff wird entfernt, das Starten des Triebwerkes erfolgt danach wieder nach Punkt 1.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Öldruck nach spätestens 30s immer noch weniger als 10psi (0,7 bar) beträgt, den Motor sofort abstellen.

ANMERKUNG

Der Öldruck kann über den grünen Bereich hienaus ansteigen, so lange die Öltemperatur noch nicht normale Betriebstemperaturen erreicht hat. Die Aufwärmdrehzahl so wählen, dass 100 psi (6,8 bar) nicht überschritten werden. Bei Temperaturen unter 32°F (0°C) **KEIN VOLLGAS** geben, solange der Öldruck höher als 70 psi (4,8 bar) ist.

14.	Anlasser Warnlicht	prüfen, ob AUS

(b) Starten des warmen Motors

1.	Gashebel	VOLLGAS
2.	Gemischhebel	VOLL REICH
3.	Fußbremsen	halten
4.	Propellerbereich	frei

WARNUNG

Sicherstellen, dass der Propellerbereich frei ist!

WICHTIGER HINWEIS

Niemals den Starter bei drehenden Propeller benutzen. Dies kann zu Triebwerksschaden führen.

ANMERKUNG

Schritte 5, 6, und 7 sollten ohne Pausen hintereinander durchgeführt werden.

5.	Kraftstoffpumpe	EIN
6.	Anlasseinspritzung	EIN
7.	Gashebel	Vollgas für Anlasseinspritzung, 1 bis 3 Sekunden vor Motorstart
8.	Gashebel	10 – 25 mm öffnen
9.	Zündung	START, so lange bis Motor startet, jedoch nicht länger als 10s (Wenn Motor nicht startet, ab Schritt 1 wiederholen)
10.	Anlasser Warnlicht	leuchtet, solange die Zündung auf START

ANMERKUNG

Den Anlasser nicht länger als insgesamt 30s betätigen, danach 3-5min abkühlen lassen

11.	Gashebel	800 bis 1000 RPM
12.	Anlasseinspritzung	prüfen, ob AUS
13.	Engine Instruments	prüfen

ANMERKUNG

Übermäßiges Anlasseinspritzen resultiert in einer Überflutung des Triebwerkes. Um ein geflutetes Triebwerk wieder zu reinigen, muss man die Treibstoffpumpe ausschalten, Gasgebel ca. 10 - 25 mm öffnen und den Anlasser betätigen. Das Triebwerk sollte kurz laufen und dann wieder absterben. Übermäßiger Kraftstoff wird entfernt, das Starten des Triebwerkes erfolgt danach wieder nach Punkt 1.

WICHTIGER HINWEIS

Wenn der Öldruck nach spätestens 30s immer weniger als 10psi (0,7 bar) beträgt, den Motor sofort abstellen.

ANMERKUNG

Der Öldruck kann über den grünen Bereich hienaus ansteigen, so lange die Öltemperatur noch nicht normale Betriebstemperaturen erreicht hat. Die Aufwärmdrehzahl so wählen, dass 100 psi (6,8 bar) nicht überschritten werden. Bei Temperaturen unter 32°F (0°C) **KEIN VOLLGAS** geben, solange der Öldruck höher als 70 psi (4,8 bar) beträgt.

(b) Nach dem Anlassen des Triebwerkes

WICHTIGER HINWEIS

ES IST GEFÄHRLICH sich einem Flugzeug mit laufendem Triebwerk zu nähern. Daher sollte nur geschultem Bodenpersonal erlaubt werden, die EPU zu entfernen. Das Entfernen der EPU ist bei stehendem Triebwerk zu üben. Niemals auf ein Flugzeug mit laufendem Triebwerk zugehen, ohne ein Zeichen vom Piloten. Sicherstellen, dass das Flugzeug auf einem festen Untergrund abgestellt ist, wo ein sicherer Stand gewährleistet ist. Augen und Ohren bei der Annäherung an ein laufendes Triebwerk schützen.

14.	**EPU Schalter auf AUS**	**EPU Lampe EIN**
15.	**Signal zum Entfernen der EPU geben**	**EPU Lampe AUS**
16.	**Hauptschalter (GEN)**	**AUS**
17.	**Batteriespannung**	**prüfen, ob ca. 12 Volt**
18.	**Hauptschalter (GEN)**	**EIN, prüfen ob ca. 14 Volt**
19.	**Generatorwarnleuchte**	**prüfen, ob AUS**

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen ändern sich nicht in Zusammenhang mit einer EPU.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT / AUSRÜSTUNGSLISTE

Siehe Ausrüstungsliste, Abschnitt 6.5,

Bauteilnummer 24-002 (von Flugzeug Ser.Nr. C0001 bis C0148 und C0150)
Bauteilnummer 24-005 (von Flugzeug Ser.Nr. C0149 und C0151 aufwärts).

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 2

WINTER-KIT

1.	**ALLGEMEINES**	**S2 - 2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S2 - 2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S2 - 2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S2 - 2**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S2 - 3**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S2 - 3**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME**	**S2 - 3**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S2 - 3**

1. ALLGEMEINES

Der Winter-Kit sollte verwendet werden, wenn die Temperaturen durchgehend nicht höher als 23°F (-5°C) sind. Der Kit besteht aus abnehmbaren Verschlüssen des Luftauslasses und einem Warnschild. Eine Anbauanleitung findet sich in Service Bulletin DAC1-71-01.

2. BETRIEBSGRENZEN

Der Winter-Kit darf nicht bei Temperaturen von über 54°F (12.5°C) installiert werden.
Das folgende Warnschild muß auf der Cowling direkt unter der Ölwartungsklappe und auf den Luftverschlüssen angebracht sein:

WINTER KIT MUSS UEBER 12.5°C ENT-FERNT WERDEN!
WINTER-KIT SOLLTE UNTER -5°C INSTALLIERT SEIN.

3. NOTVERFAHREN

Die Notverfahren ändern sich nicht mit installiertem Winter-Kit.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Vorflugcheck:
[Diese Inspektionsschritte nach Punkt 7(c) durchführen (Siehe Kapitel 4.4.1 des Flughandbuches)]

- Wenn Außentemperatur unter 23°F (-5°C) sollte der Winter-Kit installiert werden (empfohlen),
- Wenn Außentemperatur über 54.5°F (12.5°C) **muß** der Winter-Kit entfernt werden!

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen verändern sich durch den Winter-Kit nicht

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Veränderung der Masse und Schwerpunktlage sind vernachlässigbar.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

Der Winter-Kit besteht aus einem linken und einem rechten Verschlußteil und wird am Luftauslaß an der unteren Cowling installiert. Dies reduziert den Luftstrom durch den Motorraum, so dass die warme Luft länger im Motorraum verbleibt und dadurch die Betriebstemperatur ansteigt.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Die Verschlußteile werden durch jeweils 5 Schrauben mit der unteren Cowling verbunden. Die Schrauben und Unterlegscheiben sollten mit den Verschlußteilen im Gepäckfach verstaut werden.

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 3

ZUSATZBELEUCHTUNG

1.	**ALLGEMEINES**	**S3 - 2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S3 - 2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S3 - 2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S3 - 2**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S3 - 2**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S3 - 2**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZUEGES UND SEINER SYSTEME**	**S3 - 3**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S3 - 4**

1. ALLGEMEINES

Die Anbauanweisung findet sich im Service Bulletin DAC1-33-01.

2. BETRIEBSGRENZEN

2.15. Hinweisschilder

1. Am Instrumentenbrett über den einzelnen Sicherungen

Abbildung 1.

3. NOTVERFAHREN

Die Notverfahren ändern sich nicht wenn die Zusatzbeleuchtung installiert ist.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Blinkende Lande- bzw. Rollscheinwerfer erhöhen die Sichtbarkeit des Flugzeuges und seiner Flugrichtung in der Luft und dürfen jederzeit vom Piloten eingeschaltet werden. Es wird empfohlen, die Landelichter ständig einzuschalten, sobal eine Höhe von 200ft (60m) bei Nacht unterschritten wird.

ANMERKUNG

Das Blinken sollte nicht in Wolken oder am Boden aktiviert werden.

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen werden durch die Zusatzbeleuchtung nicht beeinflußt.

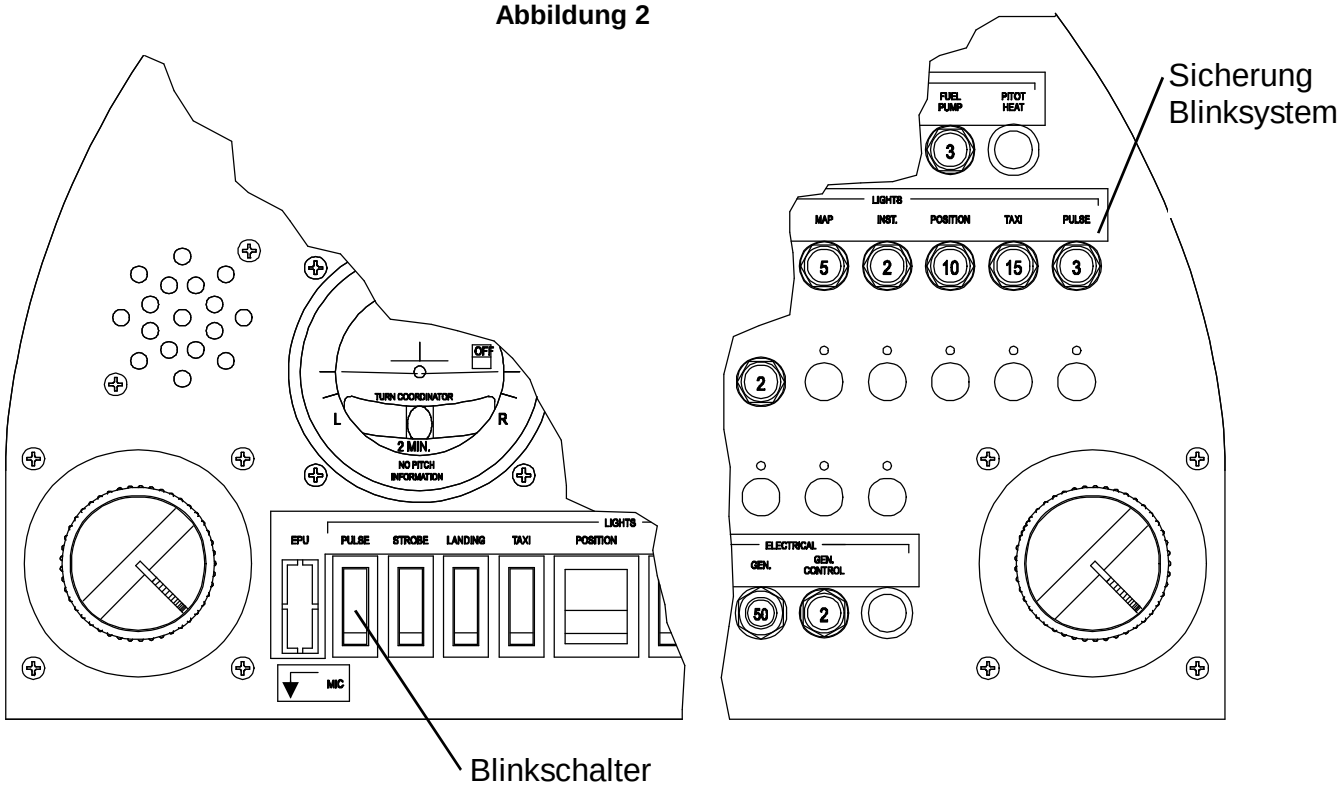
6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Zusatzbeleuchtung hat ein Gewicht von 2.5 lbs (1.13 kg) mit einem Hebelarm von 0 in (0 m).

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME

Die Zusatzbeleuchtung besteht aus drei 35W Lampen in der linken Tragfläche und dem Landelicht. Die Lampen sind so ausgerichtet, dass sie die Sichtbarkeit des Flugzeugs von vorne und im Landeanflug erhöhen. Eine der Lampen ist so ausgerichtet, dass sie als normaler Rollscheinwerfer dient. Die drei Lampen und das Landelicht sind mit einem Blinkgenerator verbunden der es erlaubt, eine oder mehrere Lampen mit einer Blinkfrequenz von etwa 46Hz anzusteuern. Die Veränderungen am Instrumentenbrett beinhalten den Blinkschalter auf der linken Seite der Lichtschalter und den dazugehörigen Sicherungsautomaten rechts neben den Sicherungen für die normale Beleuchtung. (Abbildung 2).

Abbildung 2



Wenn Lande- und Rollscheinwerfer abgeschaltet sind und der Blinkschalter eingeschaltet ist, so blinken die drei Lampen in der Fläche und das Landelicht gleichzeitig. Wenn bei eingeschaltetem Blinklicht entweder der Lande- oder der Rollscheinwerfer eingeschaltet wird leuchtet dieser ständig, während die anderen Lampen weiter blinken. Ist der Blinkschalter ausgeschaltet, funktionieren alle Lichter normal.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Wartung oder Austauschen der Leuchtmittel sollte gemäß Abschnitt 33-00 des Diamond Aircraft Wartungshandbuches durchgeführt werden (Dokumentennummer DA201-C1).

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 4

[ABSICHTLICH FREIGELASSEN]

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 5

S-TEC Autopilot

1.	**ALLGEMEINES**	**S5 - 2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S5 - 2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S5 - 3**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S5 - 4**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S5 - 7**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S5 - 7**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME**	**S5 - 7**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S5 - 10**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft Flugzeuge, die zusätzlich mit dem S-TEC System 30 Autopilot (Mod No. 30) ausgerüstet sind. Nur die Teile des Handbuches, die hiervon betroffen sind, sind in dieser Ergänzung enthalten.

2. BETRIEBSGRENZEN

ANMERKUNG

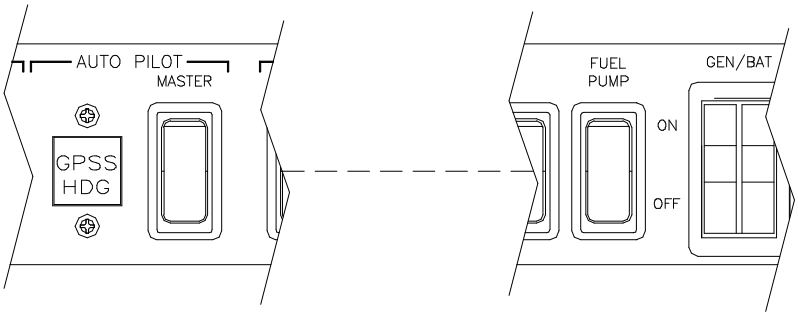
Die hier dargestellten Betriebsgrenzen gelten zusätzlich zu denen in Abschnitt 2.

1. Die Benutzung des Autopiloten bei Geschwindigkeiten größer als 148 KIAS ist verboten.
2. Die Benutzung des Autopiloten während Start und Landung ist verboten.
3. Während der Autopilot angeschaltet ist, dürfen die Klappen maximal in Startstellung (15°) stehen.

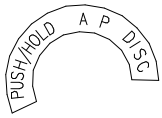
2.4 Hinweisschilder

1. Vor dem Schalter auf der äußeren Steuerknüppelseite

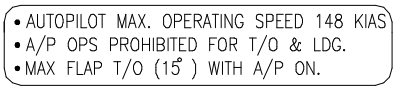
2. Vor dem Schalter auf der inneren Steuerknüppelseite



3. Am Schaltbrett im linken unteren Bereich des Instrumentenbrettes.
Die Beschriftungen sind angepaßt an die jeweilige Installation und können von den abgebildeten abweichen.



4. Um den 'Mode Select / Disconnect' Schalter des Autopiloten



5. Am Instrumentenbrett in der Nähe des Autopiloten.

3. NOTVERFAHREN

3.1 Fehlfunktion des Autopilot

WICHTIGER HINWEIS

Sollte der Autopilot eine Fehlfunktion haben oder nicht wie erwartet arbeiten, versuchen Sie nicht das Problem zu finden. Übernehmen Sie sofort die Steuerung durch übersteuern des Autopiloten und schalten Sie diesen dann ab.

Schalten Sie den Autopiloten nicht wieder ein, so lange das Problem nicht indentifiziert und behoben wurde.

1. Der Autopilot kann auf folgende Weise abgeschaltet werden:

a. Durch niederdrücken des "AP Disconnect" Knopfes auf der rechten Seite des Pilotensteuergriffes.

b. Drücken des “Mode Select” Knopfes für etwa 2 Sekunden.

c. Hauptschalter des Autopiloten auf "OFF".

d. Ziehen der Sicherung für den Autopiloten

2. Höhenverlust während einer Fehlfunktion und Wiederherstellung der Normalfluglage

a. Die folgenden Höhenverluste und Schräglagen wurden während 3 Sekunden Fehlfunktion und anschließender Wiederherstellung der Normalfluglage aufgezeichnet:

Konfiguration	Schräglage/Höhenverlust
Steigflug / Sinkflug / Reise	55º / -200' (-60m)

b. Die folgenden Höhenverluste und Schräglagen wurden während 1 Sekunden Fehlfunktion und anschließender Wiederherstellung der Normalfluglage aufgezeichnet:

Konfiguration	Schräglage/Höhenverlust
Normalflug	20º / -20' (-6m)
Anflug (gekoppelt oder nicht gekoppelt)	15º / -20' (-6m)

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

ANMERKUNG

Die hier abgedruckten Verfahren gelten zusätzlich zu denen aus Abschnitt 4 und müssen an entsprechender Stelle eingefügt werden.

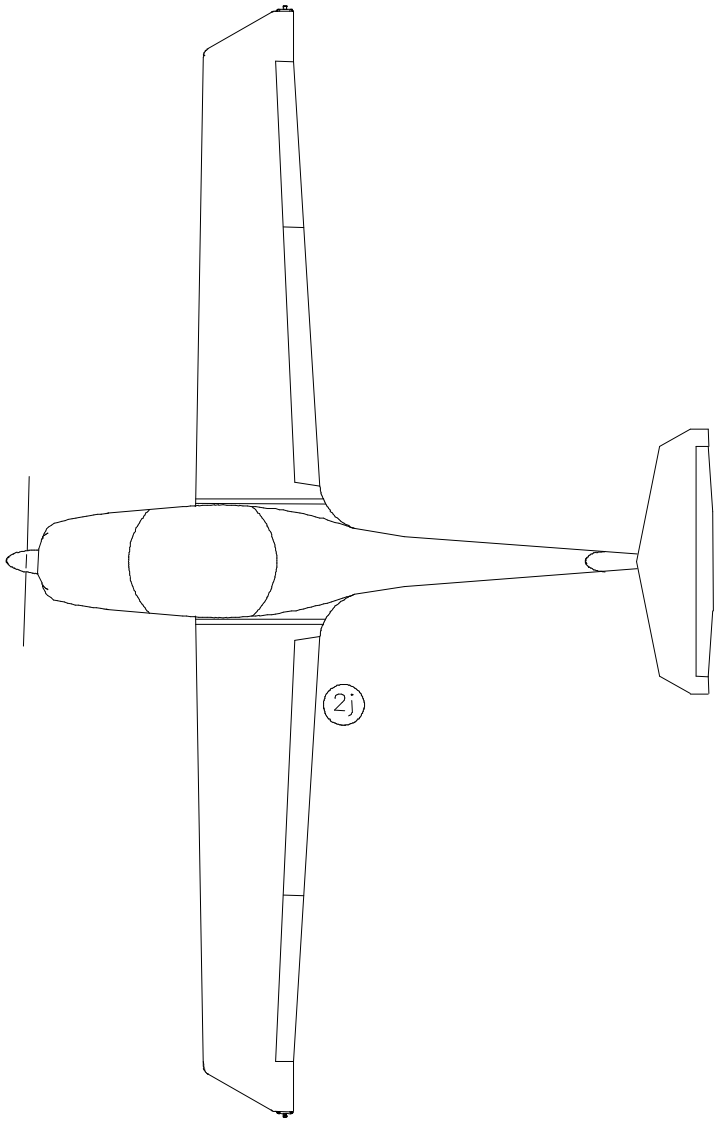
4.4. CHECKLISTE NORMALVERFAHREN

4.4.1. Vorflugkontrolle

II. Außenkontrolle, Sichtprüfung

2. Linke Tragfläche

(j) Statiksonde, Autopilot prüfen, ob frei



4.4.4. Vor dem Rollen

2.a	Autopilot Hauptschalter	EIN (nach Bedarf)
2.b	Vorgeschriebener Autopiloten-Vorflugtest	durchgeführt

Vorgeschriebener Autopiloten-Vorflugtest

A. Beobachten, dass alle Lichter und Anzeigen eingeschaltet sind.

B. Auf folgende Blinksequenz der Trimmungsanzeigeleuchten achten:
(Sequenz benötigt 9 Sekunden).

1. Anfangs leuchten beide UP- und DN-Leuchten.
2. UP-Leuchte erlischt und bleibt aus.
3. DN-Leuchte erlischt und bleibt aus.
4. Alle Leuchten erlöschen außer der "RDY" Leuchte.

Der Autopilot kann über den “Mode”-Knopf aktiviert und deaktiviert und über den Autopiloten Ausschaltknopf ausgeschaltet werden. Nach dem abschalten des Autopiloten über den Hauptschalter muß der Einschalttest wiederholt werden, um eine “RDY”-Anzeige zu erhalten. Sollte die “RDY”-Leuchte nach dem Test nicht aufleuchten, liegt ein Fehler vor und der Autopilot muß gewartet werden.

Der Altitude-Modus kann frühestens 15 Sekunden nach dem Einschalttest aktiviert werden.

Systemfunktionstest

1. “Mode” drücken – STB Anzeige leuchtet auf. Den ‘Mode Select’ Knopf nach links und rechts drehen und dabei auf entsprechende Steuerknüppelbewegung achten. Knopf wieder in die Mitte drehen.
2. Den Flugrichtungswahlanzeiger und die Richtungsanzeige des Kurskreisel in Deckung bringen (falls vorhanden). “Mode” drücken um den HDG-Modus zu aktivieren und HDG-Leuchte beobachten. Den Flugrichtungswahlanzeiger auf dem Kurskreisel nach links und rechts drehen und dabei auf entsprechende Knüppelbewegung achten.
3. Übersteuertest – Den Steuerknüppel greifen und die Rollservos nach links und rechts übersteuern. Das Übersteuern sollte weich und ohne Geräusche funktionieren. Sollte ein ungewöhnliches Geräusch oder sehr viel Spiel auftreten, ist die Installation der Servos vor dem Flug zu prüfen.
4. Funk Check – A.) NAV einschalten, bei gültigem NAV-Signal LO TRK Modus aktivieren. Am Drehknopf des VOR drehen, so dass die Nadel nach links und rechts auswandert. Der Steuerknüppel sollte den Bewegungen der Nadel folgen

   B.) HI TRK aktivieren – Der Steuerknüppel sollte wieder den Bewegungen der Nadel folgen, allerdings deutlicher als im LO TRK Mudus.

5. Den Steuerknüppel nach links und rechts bewegen – ALT Modus aktivieren. Den Knüppel vor und zurück bewegen um die Höhenruderkupplung zu übersteuern. Auch dies sollte weich und geräuschlos funktionieren. Sollte ein ungewöhnliches Geräusch oder sehr viel Spiel auftreten, ist die Installation der Servos vor dem Flug zu prüfen.
6. Trimmungs Check – Von Hand für 2 bis 3 Sekunden Druck nach Hinten auf den Steuerknüppel ausüben. Die DN Trimmleuchte muß aufleuchten und ein Warnton muß zu hören sein. Für 2 bis 3 Sekunden den Knüppel nach Vorne drücken und auf die UP Trimmleuchte und auf den Warnton achten. Den Steuerknüppel in die Mitte bewegen, UP und DN Leuchten müssen aus sein.
7. Den Steuerknüppel anfassen und "Mode" für 2 Sekunden drücke oder am Steuergriff "AP DISC" drücken. Darauf achten, dass alle Kupplungen gelöst sind und sich der Knüppel ohne Einschränkungen oder Widerstände frei bewegen läßt.

4.4.6 Vor dem Start

22.a	Autopilot	deaktivieren (AP DISC)

4.4.9. Reiseflug

Einfügen nach Punkt 6. (Triebwerksinstrumente prüfen)

7.**Autopilot (nach Bedarf)**

ANMERKUNG

Ein Handbuch mit nützlichen Informationen ist erhältlich bei: S-TEC Corporation, One S-TEC Way, Municipal Airport, Mineral Wells, Texas, 76067-9236, USA. Das Handbuch, P/N 8777, heißt: Pilots Operating Handbook, "System Twenty, System Thirty, System Thirty ALT, Autopilots"

ROLLMODUS

1	Autopilot Hauptschalter	prüfen ob ON
2	Mode Wahlschalter	Gewünschten Rollmodus einstellen

ALTITUDE HOLD MODUS

1	Autopilot Hauptschalter	prüfen, ob ON

ANMERKUNG

Das Flugzeug sollte ausgetrimmt sein, bevor der 'Altitude Hold' Modus aktiviert wird.

2	ALT ENG / DISENG	drücken
3	'UP' und 'DN' Trimmungsanzeigen	beobachten

4.4.11. Landeanflug

1. Autopilot deaktivieren (AP DISC)

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen ändern sich durch die Installation des Autopiloten nicht.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Der Autopilot hat ein zusätzliches Gewicht von 11.1 lbs (5.0 kg) mit einem Hebelarm von -24.6 in (-.62m).

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME

7.15. Systembeschreibung

Das System 30 ist ein reiner Drehraten-Autopilot, der mit einem Drehraten-Kreisel im Wendezeiger als primärem Roll- und Giersensor und einem Beschleunigungssensor und einem Gesamtdruckmesser als Nickratensensor arbeitet. Der Wendezeiger beinhaltet die Anzeigen und die Bedienelemente des Autopiloten, eine Drehzahlanzeige für den Kreisel und eine Stromversorgungsanzeige. Bei zu niedriger Spannung erscheint eine Fahne im Anzeigefenster, während der Autopilot bei zu geringer Kreiseldrehzahl sich deaktiviert. Der Autopilot besitzt einen automatischen Vorflugtest, mit dem die Anzeigen und die kritischen Teile des Beschleunigungssystems getestet werden können. Der Autopilot kann erst nach erfolgtem automatischem Test aktiviert werden.

Wenn der automatische Vorflugtest erfolgreich abgeschlossen ist und die Kreiseldrehzahl korrekt ist, leuchtet in der Anzeige die grüne “RDY” Leuchte auf und der Autopilot kann einem Funktionstest unterzogen werden. Ohne die grüne “RDY” Leuchte kann der Autopilot nicht aktiviert werden.

Ein Kurskreisel oder Kompass versorgt den Autopiloten mit Kursinformationen durch einen Flugrichtungswahlanzeiger im Instrument.

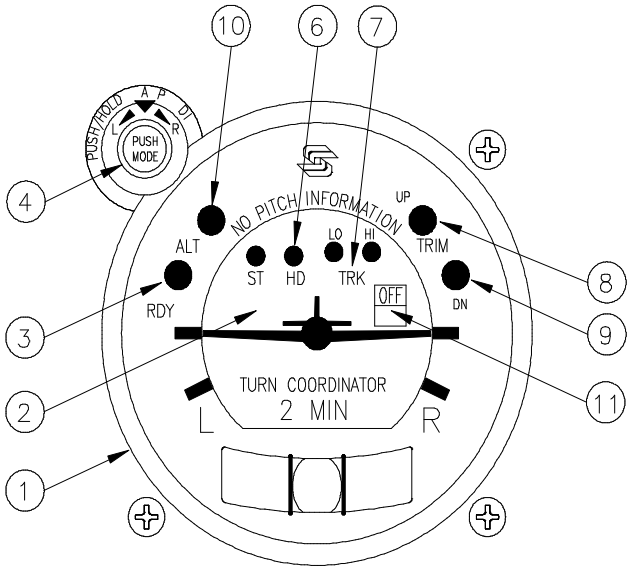
Die Nickkontrolle für den “Altitude Hold” Modus wird durch den Gesamtdruckmesser und den Beschleunigungsmesser gewährleistet. Wenn der Modus aktiviert wird, erkennt ein Sensor im Nickservo die Trimmlage. Sollte ein Nachtrimmen nötig sein um die eingestellte Trimmlage wiederherzustellen, wird die jeweilige Trimmrichtung auf der Trimmanzeige des Wendezeigers durch die jeweilige Leuchte (UP, DN) und durch einen Warnton angezeigt.

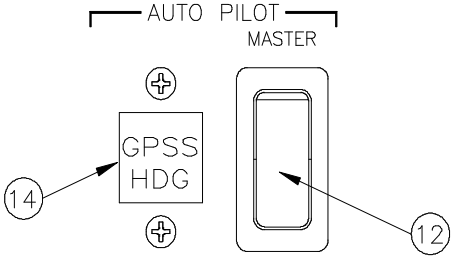
Reagiert der Pilot auf die Trimmanzeige nicht innerhalb von 5 Sekunden, so beginnt die Leuchte zu blinken.

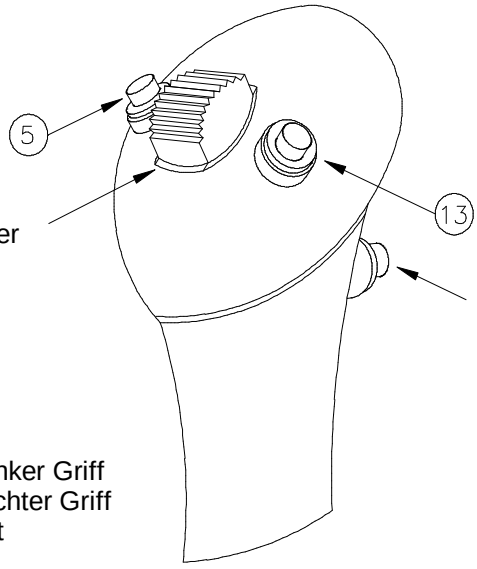
Bis auf die Trimmanzeigeleuchten kann die Intensität der Instrumentenbeleuchtung und der Anzeige-leuchten mit dem Dimmer der Instrumentenbrettbeleuchtung eingestellt werden.

Die folgende Liste beschreibt die verschiedenen Punkte in Abbildung 1.

1. Wendezeiger – Basisinformationen, “MODE” Schalter und Anzeigen
2. Modus Anzeige – zeigt den aktuellen Modus an.
3. Grüne Statusanzeige (RDY) – Leuchtet auf, wenn der Autopilot aktiviert werden kann. Wenn der Autopilot deaktiviert wird, blinkt "RDY" 5 Sekunden auf, begleitet von einem Piepton.
4. Modus Auswahl/Deaktivierungsschalter – Jeder kurze Druck auf diesen Knopf wählt einen Autopilotenmodus aus, beginnen von links mit ST (Stabilizer) Modus und endend mit (Hi) TRK Modus. Drücken des Knopfes für mehr als 2 Sekunden deaktiviert den Autopiloten. Drehen des Knopfes nach links oder rechts im Stabilizer-Modus leitet eine Kurve mit einer Drehrate entsprechend der Knopfdrehung (maximal Standardkurve) in die jeweilige Richtung ein.
5. Altitude Hold Schalter – Dieser auf dem Steuergriff angebrachte schalter aktiviert und deaktiviert den Altitude Hold Modus. Die blaue (ALT) Lampe leuchtet auf, sobald der ALT Modus aktiviert ist.
6. Heading Modus – Wenn der Autopilot mit einem Kurskreisel verbunden ist, ermöglicht dieser Modus mit dem Flugrichtungswahlanzeiger des Kurskreisels einen Kurs zu halten.
7. TRK (Track) – Der LO-TRK Modus ermöglicht das Verfolgen mit geringer Priorität von VOR oder GPS Signalen. Der HI-TRK Modus hingegen folgt strikt den VOR, GPS oder Localizer Kurssignalen.
8. Trim UP Leuchte – Leuchtet auf, wenn nach HINTEN getrimmt werden muß.
9. Trim DOWN Leuchte – Leuchtet auf, wenn nach VORNE getrimmt werden muß. Sind beide Leuchten aus, ist kein Nachtrimmen erforderlich.
10. (ALT) Leuchte (blau) leuchtet auf, wenn der Altitute Modus aktiv ist.
11. Fahne – Rote Fahne zeigt Unterspannung im Wendezeiger oder Kreisel an.
12. Autopilot Hauptschalter – Siehe Vorflugcheck für weitere Informationen.
13. Schalter um den Autopiloten zu aktivieren oder deaktivieren.
14. GPSS Heading Schalter / Anzeige. Arbeitet in Verbindung mit dem “HDG” Modus. Wenn das GPSS aktiviert ist erzeugt der GPSS-Umsetzer aus den ARINC 429 Steuerdaten vom GPS Flugrichtungssignale für den Autopiloten.







Trimmungsschalter

Sprechtaste (PTT)

Anmerkung: Linker Griff dargestellt. Rechter Griff spiegelverkehrt

Abbildung 1

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Kontrolle und Wartung des System 30 Autopiloten muß nach dem Diamond Aircraft Wartungshandbuch durchgeführt werden. (Dokumentennummer DA201-C1).

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 6

VM1000 Monitoring System

1.	**ALLGEMEINES**	**S6 - 2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S6 - 2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S6 - 2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S6 - 4**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S6 - 4**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S6 - 4**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME**	**S6 - 4**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S6 - 7**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft die zusätzliche Installation des Vision Microsystems VM1000 Motorüberwachnungsinstrumentes (Mod 31). Nur die Teile des Handbuches, die davon betroffen sind, sind in dieser Ergänzung enthalten.

2. BETRIEBSGRENZEN

2.1. Beschriftungen

EGT/CHT GRAPH	EGT/CHT DIGITAL	AUTOTRACK ON/OFF	FUEL/COMP MODE	FLIGHT DATA

1. Unter der VM1000 Hauptanzeige

3. NOTVERFAHREN

3.3 Checkliste Notverfahren

3.3.1

a) VM 1000 und EC 100 Anzeigenausfall

1)	Instrumentensicherung	eindrücken, oder herausziehen und neustarten

ANMERKUNG

Wenn die Anzeige nicht wiederhergestellt werden kann, muß darauf geachtet werden, den Motor bei einem Sinkflug nicht auszukühlen. Die Spannung im elektrischen System kann auf dem Anzeigeinstrument M803 Clock / OAT / Volt Meter abgelesen werden (falls installiert).

2)	Geschwindigkeit	115 KIAS nicht überschreiten
3)	Wenn Anzeige weiterhin ausfällt	auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen

3.3.2

a) Generatorausfall

GEN. Lampe leuchtet

1.	GEN/BAT Hauptschalter	Generator Hauptschalter aus- und einschalten
2.	Generatorsicherung	wenn herausgesprungen, eindrücken
3.	Generator CONTROL Sicherung	wenn herausgesprungen, eindrücken
4.	Falls Generator weiterhin ausfällt	Alle unwichtigen elektrischen Verbraucher abschalten. Voltmesser überprüfen. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.

ANMERKUNG

Die Batteriekapazität einer voll aufgeladenen und richtig gewarteten Batterie beträgt 30 Minuten bei einer Last von 20 Ampére.

c) Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich)

I. Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich) am Boden

1.	Motordrehzahl	Drehzahl erhöhen, bis die Nadel im grünen Bereich ist. Dies sollte bereits unter 1100 RPM geschehen.
2.	Verbraucher, die nicht für die sichere Durchführung des Fluges wichtig sind	AUS, bis Nadel wieder im grünen Bereich.
3.	Wenn Nadel im gelben Bereich bleibt und die Ampéremeteranzeige blinkt	geplanten Flug abbrechen

II. Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich) im Flug:

1.	Verbraucher, die nicht für die sichere Durchführung des Fluges wichtig sind	AUS
2.	Wenn Nadel im gelben Bereich bleibt und die Ampéremeteranzeige blinkt	Generatorausfall, siehe 3.3.2 (a)

III. Unterspannungshinweis (Nadel im gelben Bereich) während der Landung:

1.	Nach der Landung	Gemäß Absatz 3.3.2 (a) verfahren.

WARNUNG

Sollte sich zu irgendeinem Zeitpunkt die Nadel im roten Bereich befinden, so sollte auf dem nächstgelegenen geeigneten Flugplatz gelandet werden und das Flugzeug gewartet werden, bevor der Flug fortgesetzt wird.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

ANMERKUNG

Die normalen Betriebsverfahren ändern sich durch die Installation des VM1000 und EC 100 Überwachungssystems nicht. In Kapitel 7 ist jedoch eine Beschreibung von einigen Verfahren enthalten, die der Pilot benutzen kann, um die normalen Betriebsverfahren zu erweitern.

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen bleiben durch die Installation des VM1000 unverändert.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Das VM1000 hat ein zusätzliche Gewicht von 3.13 lbs (1.37 kg) mit einem Hebelarm von -34.3 in (-0.88 m), wenn das EC 100 eingebaut und die Standardinstrumente ausgebaut werden.

Das VM1000 hat ein zusätzliches Gewicht von 2.44 lbs (1.06 kg) mit einem Hebelarm von -39.4 in (-1.01 m), wenn das EC 100 nicht eingebaut und die Standardinstrumente ausgebaut werden.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.1. Allgemeine Systembeschreibung des VM1000

Das folgende Kapitel gibt eine allgemeine Beschreibung des VM1000, soweit dies den Betrieb in der DA 20-C1 betrifft. Funktionen wie “Autotrack” “Lean Mode” und “EC 100” werden detailliert im VISON MICRO SYSTEM Benutzerhandbuch P/N 5010002. Kopien des Handbuches sind erhältlich bei:

Vision Micro Systems Inc.
4071 Hannegan Suite T
Bellingham, Washington 98226
Phone (360) 714-8203 Fax (360) 714-8253

7.2. Drehzahlmesser

Der Drehzahlmesser besteht aus einer analogen und einer vierstelligen digitalen Anzeige. Farbige Markierungen geben einen schnellen Überblick über normale Drehzahl und Maximaldrehzahl.

RPM: Die maximale Auflösung sind 10 RPM.

Betriebsstunden: Wenn das Triebwerk aus ist, zeigt die Digitalanzeige die gesamten Betriebsstunden bis zu einem Maximum von 5999,9 Stunden an. Der Betriebsstundenzähler zählt die Zeit, in denen die Drehzahl größer als 1500 RPM ist.

Wenn die maximale Drehzahl (roter Strich) erreicht wird, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

7.3. Ansaugdruck

Die Ansaugdruckanzeige besteht aus einer analogen und einer dreistelligen digitalen Anzeige. Die Analoganzeige hat eine Auflösung von 1" Hg, die Digitalanzeige 0.1" Hg.

Wenn der Ansaugdruck den roter Strich erreicht, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

7.4. Ölsystem

Öltemperatur und Öldruck werden ständig analog und digital angezeigt.

Öldruck: Wenn der Öldruck steigt, wird dies durch die analoge Anzeige proportional wiedergegeben. Die Auflösung der digitalen Anzeige beträgt 1 PSI. Wenn der Öldruck den roter Strich erreicht, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

Öltemperatur: Wenn die Öltemperatur steigt, wird dies durch die analoge Anzeige proportional wiedergegeben. Die Auflösung der digitalen Anzeige beträgt 1 Grad Fahrenheit bis zu einem Maximum von 300 F. Wenn die Öltemperatur den roter Strich erreicht, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

7.5. Kraftstoffdruck

Wenn der Kraftstoffdruck steigt, wird dies durch die analoge Anzeige proportinal wiedergegeben. Die digitale Anzeige hat eine Auflösung von 1 PSI. Wenn der Kraftstoffdruck den roter Strich erreicht, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

7.6. Kraftstoffcomputersystem

Die Kraftstoffberechnung des VM1000 steht in der DA 20-C1 nicht zur Verfügung.

7.7. Elektrisches System

Die Betriebsspannung wird sowohl analog als auch digital angezeigt. Farbige Markierungen ermöglichen einen schnellen Überblick über die Betriebsspannung. Mit steigender Spannung, steigt die analoge Anzeige proportional an. Die Auflösung der digitalen Anzeige beträgt 0,1 Volt. Wenn die Spannung einen kritischen Wert erreicht, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton. Der Strom wird sowohl analog als auch digital angezeigt. Die angezeigte Last entspricht dem Strom, den der Generator liefert. Wenn die elektrische Last durch zusätzliche Verbraucher steigt, steigt auch die Anzeige des Ampéremeters. Wenn der vom Generator gelieferte Strom unter etwa 2 Ampére fällt, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

7.8. Kraftstoffmenge

Die Kraftstoffmenge wird auf einem seperaten Rundinstrument angezeigt, dass von der VM1000 Zentraleinheit und der seperaten Kontrolleinheit EC 100 gespeist wird. Die angezeigte Auflösung beträgt 1 US Gallone (3,785 Liter). Wenn die Kraftstoffmenge unter 5 US Gallonen (19 Liter) sinkt, wird eine Warnmeldung ausgegeben. Das VM1000 blinkt und das EC 100 (falls installiert) zeigt eine Warnung und erzeugt einen Warnton.

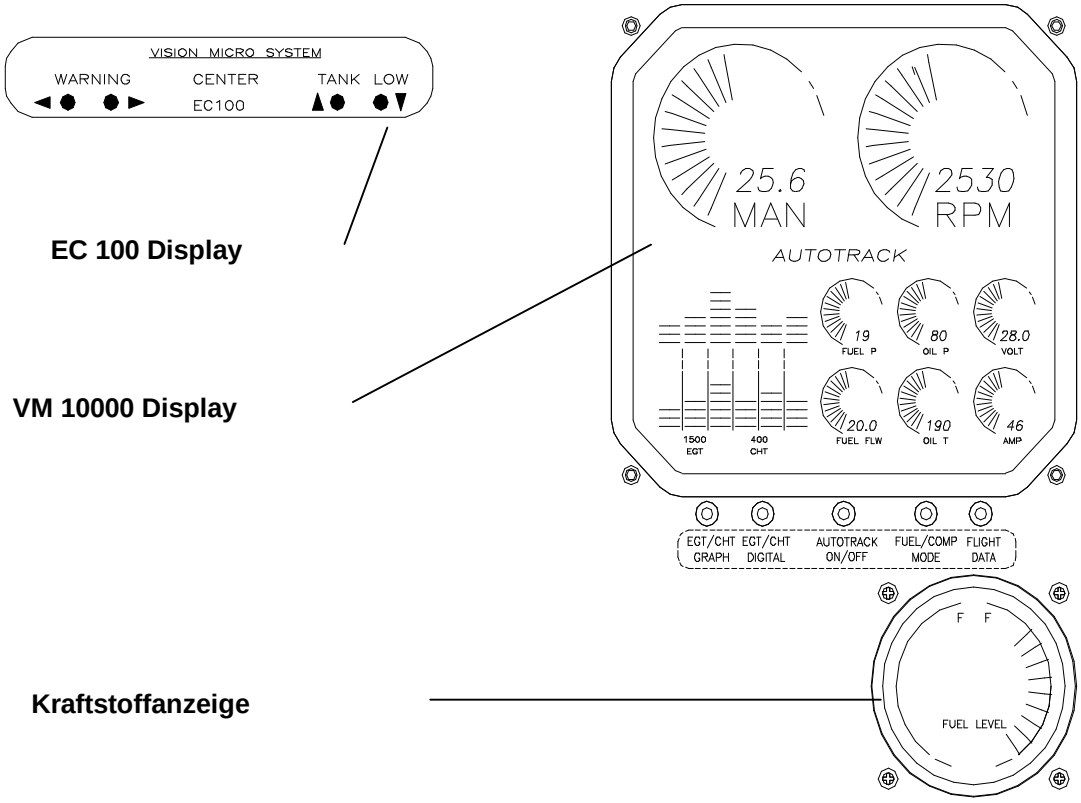


Abbildung 1

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Kontrolle und Wartung des VM1000 / EC 100 muß nach dem Diamond Aircraft Wartungshandbuch durchgeführt werden. (Dokumentennummer DA201-C1).

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 7

Zusätzliches Kraftstoff System

1.	**ALLGEMEINES**	**S7-2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S7-2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S7-2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S7-2**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S7-4**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S7-4**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME**	**S7-5**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S7-6**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft die Installation eines Zusatztanks (Mod No 60). Der Zusatztank erhöht die Reichweite der DA 20-C1 durch eine zusätzliche Kraftstoffmenge von 5 US Gallonen (18,9 l).

Nur die Teile des Handbuches, die davon betroffen sind, sind in dieser Ergänzung enthalten.

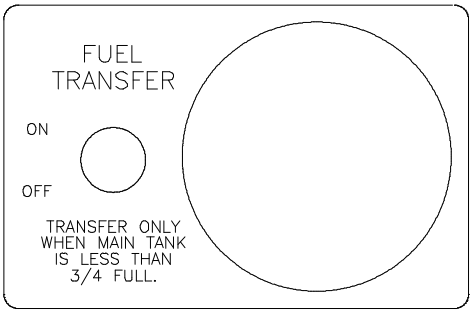
2. BETRIEBSGRENZEN

ANMERKUNG

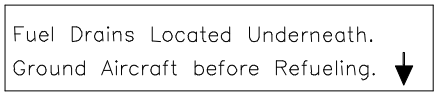
Die dargestellten Betriebsgrenzen gelten zusätzlich zu denen in Abschnitt 2.

1. Den Umpumpvorgang erst starten, wenn der Haupttank weniger als ¾ voll.

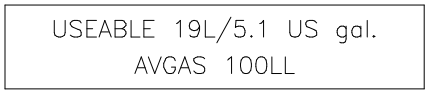
2.4. HINWEISSCHILDER



1. An der linken, unteren Ecke des Instrumentenbrettes.



2. Über dem Zusatztankdeckel auf der rechten Rumpfseite.



3. Über dem Zusatztankdeckel auf der rechten Rumpfseite.

4. Auf der Anzeige für den Zusatztank

5. Auf der rechten Rumpfunterseite, kurz vor der Flügelhinterkante

3. NOTVERFAHREN

Die Notverfahren sind von der Installation des Zusatztankes nicht betroffen

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

ANMERKUNG

Die hier aufgeführten normalen Betriebsverfahren gelten zusätzlich zu denen in Abschnitt 4 und sind an entsprechender Stelle einzufügen.

WICHTIGER HINWEIS

Das Flugzeug muß geerdet werden bevor es betankt werden darf. Den dazu vorgesehenen Erdungsanschluß an der Hinterkante des linken Flügels verwenden.

ANMERKUNG

Es wird empfohlen, erst den Haupttank komplett zu befüllen, bevor der Zusatztank befüllt wird.

4.4. CHECKLISTE NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

4.4.1. Vorflugkontrolle

Innenraumkontrolle

Nach Punkt 9 einfügen

9a. Kraftstoff umpumpen	prüfen, ob AUS

Außenkontrolle, Sichtprüfung

Nach Punkt 3. f) einfügen

Bei Verwendung des Zusatztankes:

g) Zusatztankbelüftung	prüfen
h) Zusatztankdrain	entwässern
i) Zusatztankinhalt	prüfen, ob VOLL

4.4.2. Vor dem Anlassen des Triebwerkes

Nach Punkt 11 einfügen

11b.	Kraftstoff umpumpen	prüfen, ob AUS

4.4.6. Vor dem Start

Nach Punkt 7 einfügen

7b.	Zusatztankanzeige	prüfen

4.4.18. Zusätzlichen Kraftstoff umpumpen

ANMERKUNG

Es wird empfohlen, den Kraftstoff nur im ausgetrimmten Reiseflug umzupumpen.

Haupttankanzeige	weniger als ¾ voll
Zusatztankanzeige	Voll

Kraftstofftransferschalter	EIN
Umpumpzeit	10 Minuten
Zusatztankanzeige	Leer
Haupttankanzeige	Anstieg um 1/5
Kraftstofftransferschalter	AUS

5. FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen bleiben von der Installation des Zusatztankes unbeeinflußt.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Der Zusatztank (inklusive nicht ausfliegbarer Kraftstoffmenge) hat ein Gewicht von 10.6 lbs (4.8 kg) und einen Hebelarm von 32.4 in (0.823 m)

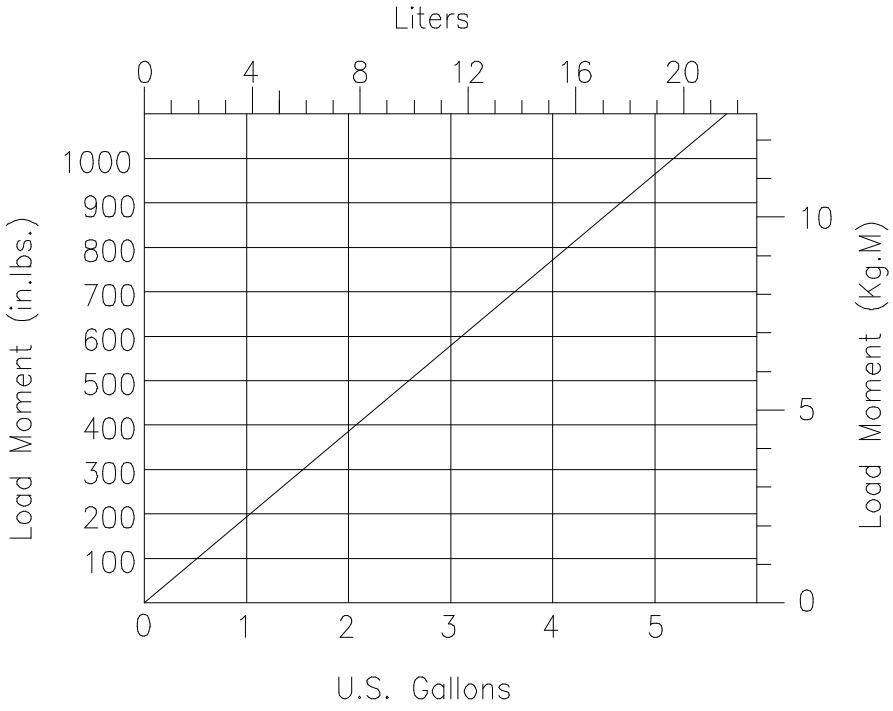


Abbildung 1

Zusatztank Momentendiagramm

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

Der Zusatztank befindet sich hinter den Passagiersitzen, unter dem Gepäckfach auf der rechten Seite des Haupttanks.

Der Kraftstoff fließt vom Zusatztank zu einer Kraftstoffpumpe, die den Krafstoff durch ein Rückschlagventil in den Haupttank pumpt. Das Rückschlagventil verhindert, dass Kraftstoff vom Haupttank zurück in den Zusatztank fließt. Die einzigen Auslässe im Zusatztanksystem ist der normale Auslaß und der Zusatztankdrain. Alle Teile des Zusatztanksystems sind geerdet und mit dem Erdanschluß an der Hinterkante der linken Tragfläche verbunden.

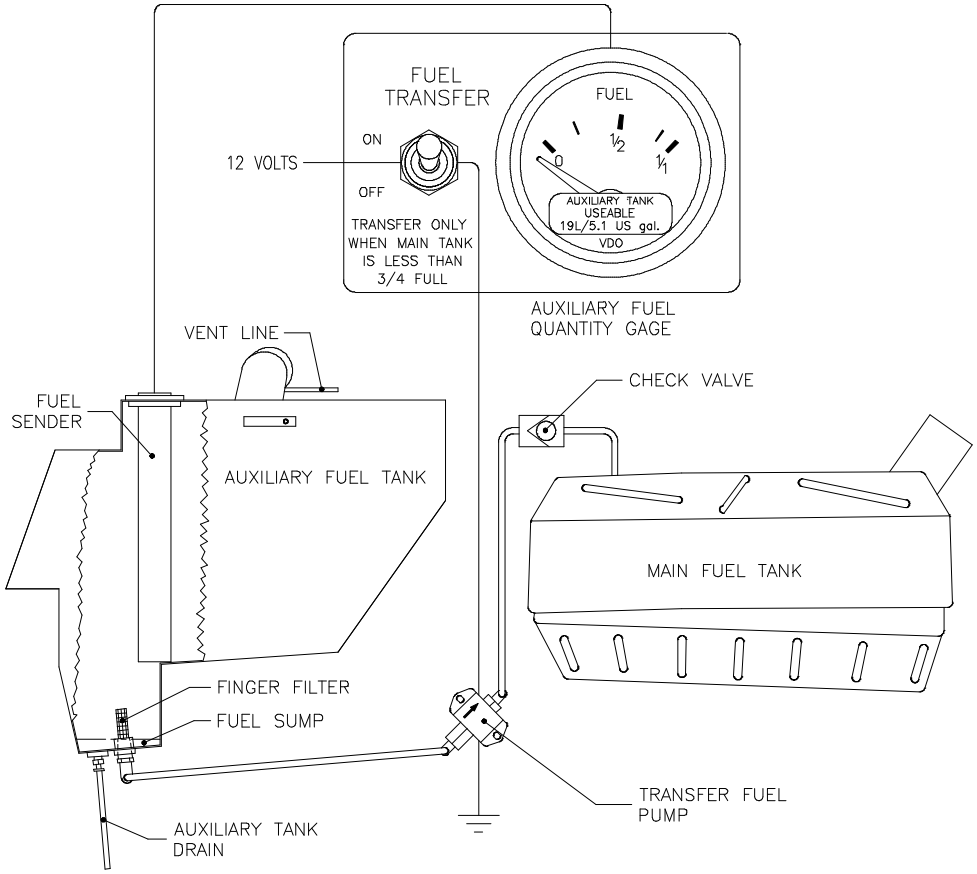


Abbildung 2

Schema des Zusatztanksystems

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Kontrolle und Wartung des Zusatztanksystems muß nach dem Diamond Aircraft Wartungshandbuch durchgeführt werden. (Dokumentennummer DA201-C1).

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 8

Trimmungsschalter am Stuerknüppel

1.	**ALLGEMEINES**	**S8-2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S8-2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S8-2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S8-2**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S8-2**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S8-2**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME**	**S8-2**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S8-3**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft Flugzeuge, mit einem Trimmschalter am Steuerknüppel. Nur die hiervon betroffenen Teile des Handbuches sind in dieser Ergänzung enthalten.

2. BETRIEBSGRENZEN

Die Betriebsgrenzen ändern sich nicht durch den Trimmschalter am Steuerknüppel.

3. NOTVERFAHREN

Die Notverfahren ändern sich nicht durch den Trimmschalter am Steuerknüppel.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Die normalen Betriebsverfahren ändern sich nicht durch den Trimmschalter am Steuerknüppel.

5. FLUGLEISTUNGEN

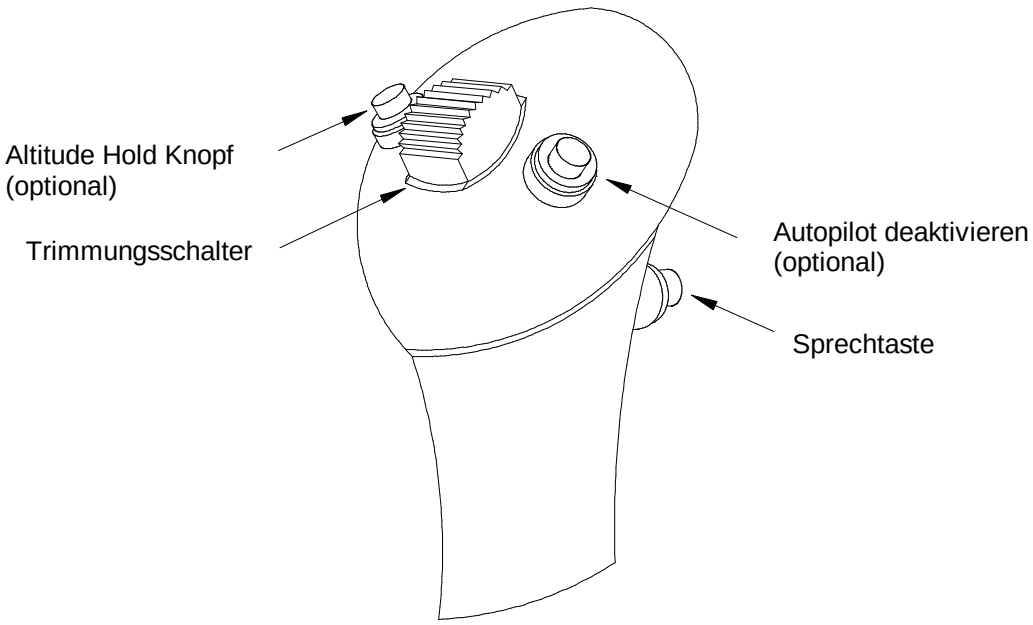
Die Flugleistungen ändern sich nicht durch den Trimmschalter am Steuerknüppel.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Änderung der Masse und der Schwerpunktlage sind vernachlässigbar.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

Die Trimmungsschalter sind auf der Oberseite der Steuergriffe, etwas hinter der Mitte angebracht. Der Schalter ist so positioniert, dass er problemlos mit dem Daumen bewegt werden kann. Durch bewegen eines Trimmungsschalters nach vorne wird das Flugzeug kopflastig getrimmt, durch bewegen nach hinten schwanzlastig. Die Trimmungsschalter wirken auf Relais, die wiederum die Trimmotoren mit Strom versorgen. Wenn beide Trimmungsschalter zur gleichen Zeit in entgegengesetzte Richtung bewegt werden, tritt keine Veränderung der Trimmungslage ein. Wenn beide Trimmungsschalter zur gleichen Zeit in die gleiche Richtung bewegt werden, wird das Flugzeug in diese Richtung getrimmt.



Steuergriff (linke Seite)
Abbildung 1

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Kontrolle und Wartung muß nach dem Diamond Aircraft Wartungshandbuch durchgeführt werden. (Dokumentennummer DA201-C1).

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 9

20 US Gallonen Kraftstofftank

1.	**ALLGEMEINES**	**S9-2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S9-2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S9-2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S9-2**
5.	**FLUGLEISTUNG**	**S9-2**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S9-3**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME**	**S9-3**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S9-3**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft die Installation eines kleineren, 20,5 US Gallonen (75,7 l) fassenden Tankes anstelle des 24,5 US Gallonen (92,7 l) fassenden Standardtanks. Nur Teile des Flughandbuches, die von dieser Änderung betroffen sind, sind in dieser Ergänzung enthalten.

2. BETRIEBSGRENZEN

2.14 Kraftstoff

Tankinhalt:

Gesamtkraftstoffmenge:	20.5 US gal. (78.0 l)
Ausfliegbare Menge:	20.0 US gal. (76.0 l)
NICHT ausfliegbare Menge:	0.5 US gal. (2.0 l)

2.15 Hinweisschilder

6. Auf der Tankanzeige:

Ausfliegbar
76L/20 US gal.

19. Neben dem Tankeinfüllstutzen:

78L/20.5 US gal. AVGAS 100LL
AUSFLIEGBAR 76L/20 US gal.

3. NOTVERFAHREN

Die Notverfahren ändern sich durch den kleineren Tank nicht.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Die normalen Betriebsverfahren ändern sich durch den kleineren Tank nicht.

5. FLUGLEISTUNG

Die Reichweite bei einer Reserve von 30 Minuten verkleinert sich um etwa 19%, wenn der 20,5 US Gallonen Tank anstelle des 24,5 Gallonen Tanks installiert ist.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Der Hebelarm des 20.5 US Gallonen (72,7 l) ist: 30.08 in (0.764 m)

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME

7.10 Kraftstoffsystem

Der 20.5 US Gallonen (ausfliegbar 20 US Gallonen) ersetzt den Standardtank mit 24.5 US Gallonen (ausfliegbar 24.0 US Gallonen). Außerdem gibt es keine Veränderungen am Tanksystem.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Die Handhabung und Wartung verändert sich nicht durch die Installation des 20,5 US Gallonen Tanks.

ABSCHNITT 9

EGÄNZUNG 10

Umgekehrt angeordnetes Instrumentenbrett

1.	**ALLGEMEINES**	**S10-2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S10-2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S10-2**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S10-2**
5.	**FLUGLEISTUNGEN**	**S10-2**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S10-2**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME**	**S10-3**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S10-3**

1. ALLGEMEINES

Diese Ergänzung betrifft Flugzeuge, bei denen Flug- und Triebwerküberwachungsinstrumente umgekehrt angeordnet sind. Die Navigationsinstrumente sind dabei auf der rechten Seite des Instrumentenbrettes angebracht. Die Triebwerksinstrumente befinden sich in der linken Seite. Nur Teile des Flughandbuches, die von dieser Änderung betroffen sind, finden sich in diesr Ergänzung

2. BETRIEBSGRENZEN

Die Betriebsgrenzen ändern sich nicht.

3. NOTVERFAHREN

Die Notverfahren ändern sich nicht.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

Die normalen Betriebsverfahren ändern sich nicht.

5. FLUGLEISTUNGEN

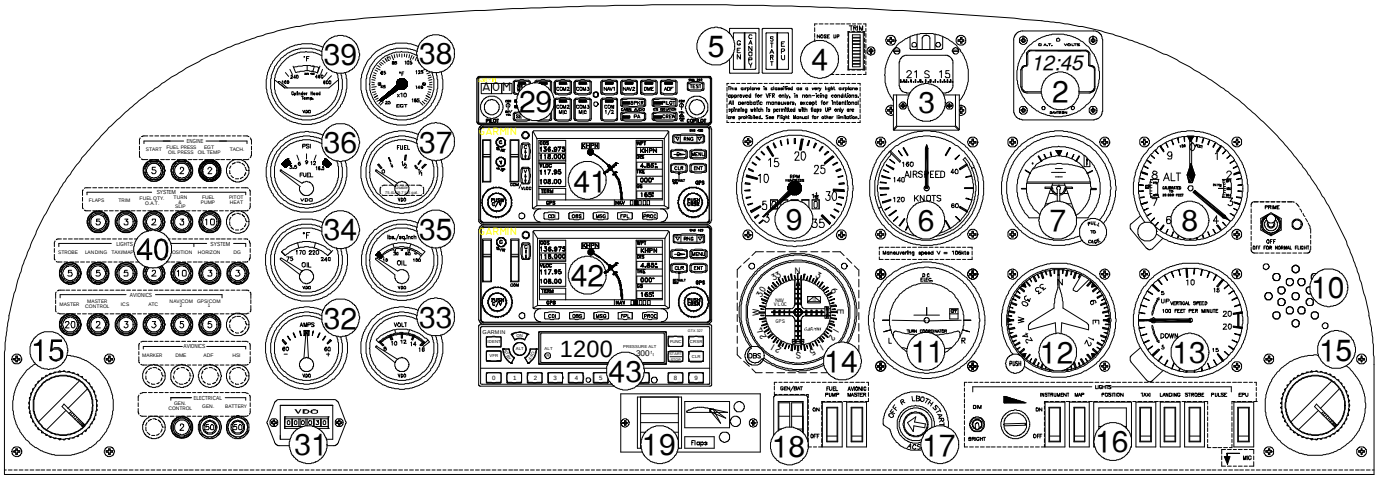
Die Flugleistungen ändern sich nicht.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Masse und Schwerpunkt ändern sich nicht.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGS UND SEINER SYSTEME

7.4 INSTRUMENTENBRETT



#	Beschreibung	#	Beschreibung	#	Beschreibung	#	Beschreibung
1.		12.	Kurskreisel	23.		34.	Öltemperaturanz.
2.	Uhr (optional)	13.	Variometer	24.		35.	Öldruckanzeige
3.	Magnetkompass	14.	VOR-Anzeige (CDI)	25.		36.	Kraftstoffdruckanz.
4.	Trimmungsanzeige	15.	Frischluftdüse	26.		37.	Kraftstoffanzeige
5.	I-Brett Beleuchtung	16.	Schalterleiste	27.		38.	Abgastemperatur
6.	Fahrtmesser	17.	Zündungsschalter	28.		39.	Zylinderkopftemp.
7.	Künstl. Horizont	18.	Hauptschalter	29.	Marker, Autdio Panel	40.	Sicherungen
8.	Höhenmesser	19.	Klappenschalter	30.		41.	COM / NAV
9.	Drehzahlmesser	20.		31.	Betriebsstundenzähl.	42.	GPS
10.	Überziehwarnung	21.		32.	Ampéremeter	43.	Transponder
11.	Wendezeiger	22.		33.	Voltmeter	44.	

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Die Handhabung, Instandhaltung und Wartung ändert sich nicht.

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNG 11

Staurohrheizung

1.	**ALLGEMEINES**	**S11-2**
2.	**BETRIEBSGRENZEN**	**S11-2**
3.	**NOTVERFAHREN**	**S11-3**
4.	**NORMALE BETRIEBSVERFAHREN**	**S11-3**
5.	**FLUGLEISTUNG**	**S11-4**
6.	**MASSE UND SCHWERPUNKT**	**S11-5**
7.	**BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME**	**S11-5**
8.	**HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG**	**S11-5**

1. ALLGEMEINES

Eis, welches sich am Staurohr bildet, kann zu falschen Anzeigen am Geschwindigkeitsmesser, Höhenmesser und Variometer führen. Die Staurohrheizung bietet die Möglichkeit, das Ansetzen von Eis am Staurohr zu verhindern.

Wegen des erhöhten Verbrauches an elektrischer Energie durch die Staurohrheizung, ist der Ampéremeter während des Betriebes der Staurohrheizung zu beobachten. Wenn die Motorleistung unterhalb der Reiseleistung liegt und/oder andere elektrische Systeme eine hohe elektrische Last verursachen, kann es nötig sein, elektrische Verbraucher, die für die sichere Durchführung des Fluges nicht notwendig sind, abzuschalten.

WICHTIGER HINWEIS

Beim Überprüfen der Staurohrheizung reicht es nicht aus, die Temperatur des Staurohres mit der Hand zu kontrollieren, nachdem die Heizung kurz eingeschaltet war. Vielmehr muß die Anzeigeleuchte des Staurohres aufleuchten, so lange dieses eingeschaltet ist.

2. BETRIEBSGRENZEN

2.15 HINWEISSCHILDER

Auf der linken unteren Seite des Instrumentenbrettes, über den Schaltern

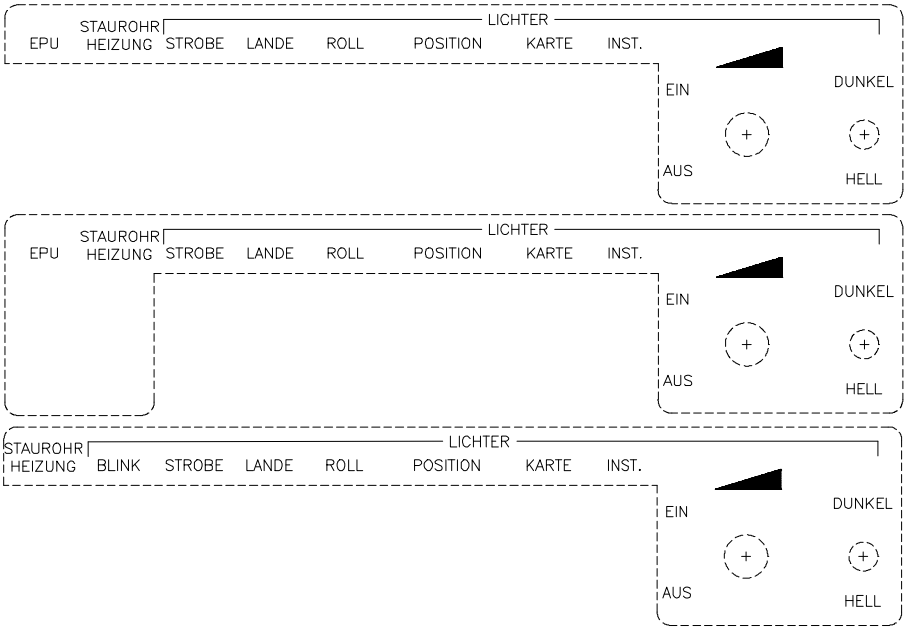
a.)

oder

b.)

oder

c.)



3. NOTVERFAHREN

Vereisung: "Unbeabsichtigtes Einfliegen in Vereisungszonen" wird in diesem Kapitel wiederholt, um die geänderten Verfahren mit Staurohrheizung zu beinhalten.

3.3.5. Vereisung

Unbeabsichtigtes Einfliegen in Vereisungszonen

1.	Staurohrheizung	EIN
2.	Vereisungszone verlassen (durch Änderung der Flughöhe oder Umkehren, um Zonen mit höherer Lufttemperatur zu erreichen).	
3.	Durch fortgesetztes Bewegen der Steuerflächen deren Gängigkeit erhalten.	
4.	Alternate Air	EIN
5.	Drehzahl erhöhen, um Propellervereisung zu vermeiden (auf maximale Drehzahl achten).	
6.	Kabinenheizung	EIN
		ENTEISEN

WICHTIGER HINWEIS

Bei Eisansatz an der Flügervorderkante erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit

WICHTIGER HINWEIS

Bei Vereisung der Flügelforderkante müssen fehlerhafte Anzeigen des Fahrtmessers, des Höhenmessers, des Variometers und der Überziehwarnung berücksichtigt werden.

4. NORMALE BETRIEBSVERFAHREN

4.4.0. Allgemeines

Die Staurohrheizung sollte eingeschaltet werden, wenn die Wetterbedingungen oder die nationalen Vorschriften dies erfordern.

Während des Vorflugkontrolle (4.4.1 II. Außenkontrolle, Sichtprüfung) ist die Isolierung auf Überhitzung zu prüfen. Sollten Anzeichen von Überhitzung zu erkennen sein, muß das Staurohr vor dem Flug gewartet werden.

4.4. CHECKLISTE NORMALVERFAHREN

"Vor dem Rollen" wird in diesem Kapitel wiederholt, um die geänderten Verfahren mit Staurohrheizung zu beinhalten.

4.4.4. Vor dem Rollen

1.	Avionik Hauptschalter	EIN
2.	Fluginstrumente und Avionik	einstellen
3.	Triebwerkinstrumente	prüfen
4.	Voltmeter	prüfen, ob Nadel im grünen Bereich. Ggf. Drehzehl erhöhen oder unwichtige Verbraucher abschalten
5.	Warnlichter (Generator, Haubenverriegelung, Anlasser, EPU (falls vorhanden)	zum Testen eindrücken
6.	Anlaßeinspritzung	prüfen, ob AUS
7.	Kraftstoffpumpe	prüfen, ob EIN
8.	Staurohrheizung	EIN
9.	Anzeigeleuchte Staurohrheizung	EIN, funktionsfähig und dimmbar
10.	Staurohrheizung	AUS
11.	Parkbremse	lösen

ANMERKUNG

Der Vorflugtest zum Überprüfen der Staurohrheizung sollte so kurz wie möglich sein (max. 10s). Das Einschalten der Staurohrheizung am Boden ist unnötig und verkürzt die Lebensdauer des Heizelementes.

WICHTIGER HINWEIS

Den Motor bis zu einer Öltemperatur von mindestens 75° F (25° C) bei 1000 bis 1200 RPM warmlaufen lassen (auch während des Rollens möglich). Motor nicht schneller als 1000 RPM drehen, bis Anstieg der Öltemperatur erkennbar.

5. FLUGLEISTUNG

Die Flugleistungen ändern sich nicht durch die Staurohrheizung.

6. MASSE UND SCHWERPUNKT

Die Masse und der Schwerpunkt ändern sich nicht durch die Staurohrheizung.

7. BESCHREIBUNG DES FLUGZEUGES UND SEINER SYSTEME

7.12.1. Staurohrheizung

Die Staurohrheizung besteht aus einem Heizelement, welches im Staurohr eingebaut ist, einer 15 Ampére Sicherung, einem Kontrollrelais, zwei Temperaturschaltern (LOW und HIGH), einem EIN/AUS-Schalter und einer grünen Anzeigeleuchte (LED). Das Kontrollrelais schließt, wenn der Staurohrschalter auf EIN steht und der Temperaturschalter für die untere Grenze auf EIN steht. Dadurch wird der Staurohrheizung Strom zugeführt, was durch die Anzeigeleuchte angezeigt wird. Sollte das Staurohr zu heiß werden, wird der LOW-Temperaturschalter ausgelöst. Dadurch wird die Staurohrheizung automatisch abgeschaltet und kann so lange nicht wieder eingeschaltet werden, bis die Temperatur unter ca. 50°C gefallen ist. Der HIGH-Temperaturschalter schützt das System zusätzlich vor Überhitzung und kann nur manuell zurückgesetzt werden.

8. HANDHABUNG, INSTANDHALTUNG UND WARTUNG

Um die Staurohrheizung nicht unnötig zu belasten, sollte der Vorflugtest zur Funktionsprüfung so kurz wie möglich gehalten werden (max. 10s). Das Einschalten der Staurohrheizung am Boden ist unnötig und verkürzt die Lebensdauer des Heizelementes.